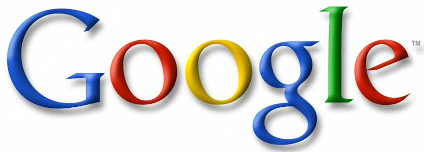






Leitfaden der Flugtechnik.

Für Ingenieure, Techniker und Studierende.

Von

Professor Siegmund Huppert,
Ingenieur, Direktor des Kyffhäuser-Technikums
Frankenhausen a. Kyffh.



Berlin.
Verlag von Julius Springer.
1913.

Vorwort und Einleitung.

Das vorliegende Buch bescheidet sich mit der Aufgabe, unter Benutzung der deutschen und ausländischen Literatur das Wissenswerteste nutzbringend für technische Kreise zu verarbeiten. Das Werk entstand aus der Erkenntnis heraus, daß die deutsche Literatur wohl reich ist an beschreibenden Werken über Flugtechnik, hingegen nur wenige Schriften bietet, die den Techniker und Ingenieur befriedigen.

Auch ist der Verfasser der Meinung, daß die Zeit nicht allzu fern ist, in der an den technischen Lehranstalten Vorträge über Theorie und Bau von Flugmaschinen einschließlich ihrer Einzelteile allgemeine Aufnahme in den Lehrplan finden werden. Das Buch dürfte dann einen willkommenen Behelf für Lehrer bilden und dem Studierenden Gelegenheit geben, sich in einzelne Gebiete zu vertiefen. Auch dem in der Praxis stehenden Ingenieur, der sich über das von seinem Spezialfach abseits liegende Gebiet Kenntnisse erwerben will, dürfte der Inhalt des Buches von Nutzen sein.

Demjenigen, der auf Originalarbeiten der verschiedenen Forscher zurückgreifen will, wird der im Anhang angeführte Literaturnachweis als Wegweiser dienen.

Der bearbeitete Stoff behandelt gemäß den seit mehreren Jahren vom Verfasser am Kyffhäuser-Technikum in Frankenhausen gehaltenen Vorträgen eingehend die Gesetze des Luftwiderstandes, ihre Anwendung auf die bisher erfolgreichste Gattung von Flugmaschinen, auf die Konstruktion der Drachenflugzeuge. Die in den verschiedenen Abschnitten aufgenommenen Berechnungen sind mit dem 25 cm langen Rechenschieber ausgeführt worden. Wo es möglich war, hat der Verfasser die in seiner früheren Eigenschaft als Delegierter der Sportkommission der Deutschen Flugplatz-Gesellschaft, Berlin, während der intern. Berliner Flugwochen gesammelten Erfahrungen verwertet. Auch sind manche der Abbildungen Originalaufnahmen von Maschinen, die an den Wettbewerben teilgenommen haben.

Den Firmen, die mich bei der Ausarbeitung des Werkes durch Überlassung von Beschreibungen ihrer Konstruktionen oder durch

Lichtbilder unterstützt haben, sowie dem Verlage, der in bekannt sorgfältiger Weise die Herstellung der Arbeit durchführte, sei auch auf diesem Wege verbindlichster Dank ausgesprochen.

Möge dieser Leitfaden den flugtechnischen Bestrebungen auf deutschem Boden viele Freunde zuführen. Das ist die an die Veröffentlichung dieses Buches im stillen geknüpfte Hoffnung des Verfassers.

Frankenhausen a. Kyffh., im Juni 1913.

Prof. **Huppert.**

Inhaltsverzeichnis.

I. Die Grundgesetze des Luftwiderstandes.

A. Allgemeines.

Es ist einleuchtend, daß der Widerstand, den ein Körper bei seiner Bewegung erfährt, in jedem Falle verschieden sein wird, je nachdem man den Körper durch Wasser, Öl oder Luft hindurchzieht. Wir erkennen daraus die Abhängigkeit des Widerstandes einerseits von der Dichte, andererseits von der Zähigkeit des Mittels. In zähen Flüssigkeiten haften die benachbarten Teilchen aneinander und setzen ihrer gegenseitigen Verschiebung einen tangentialen Widerstand entgegen, der mit der Zähigkeit wächst.

Beim praktischen Flug bewegen wir den Körper gegen ruhend gedachte Luft oder lassen bei Versuchsanordnungen bewegte Luft gegen ruhende Körper strömen.

Die Zähigkeit der Luft ist sehr gering, jedoch nicht von so kleinem Werte, daß deren Einfluß bei genauer Betrachtung der Luftbewegung vernachlässigt werden darf. Es ist uns bekannt, in welcher Weise die Reibung die Aufgaben der Mechanik häufig in anderem Bilde erscheinen läßt, so daß es vorläufig für die Klarstellung der Grundbegriffe angezeigt ist, von dem Einflusse der Luftreibung ganz abzusehen.

Die Verfolgung der Strömungsvorgänge beim Mittel Luft ist von verschiedenen Forschern in Angriff genommen worden, ohne daß es bisher gelungen ist, eine einwandfreie Theorie aufzustellen, die alle Erscheinungen und beobachteten Tatsachen bei den sehr verwickelten Vorgängen, die wir als Luftströmung bezeichnen, begründet.

Newton hat bei Aufstellung der Luftwiderstandsgesetze der Luft Eigenschaften zugeschrieben, die sie in Wirklichkeit nicht besitzt, indem er annahm, daß sie sich aus einer großen Zahl von außerordentlich kleinen, voneinander unabhängig bestehenden Luftteilchen zusammensetzt, die den Raum gleichmäßig ausfüllen und dem bewegten Körper nach dem mechanischen Satz vom Kraftantrieb einen Widerstand entgegensetzen.

Die Anwendung dieser Vorstellung auf wirkliche, also zähe Luft hat sich als irrig erwiesen, denn die aus ihr gewonnenen Resultate konnten mit dem praktischen Ergebnisse nicht in Einklang gebracht werden.

Der Grund liegt in der falschen Auffassung, daß der zur Fortbewegung des Körpers aufgewendete Antrieb schließlich dazu beitrage, die gesamte Bewegungsgröße der in Mitleidenschaft gezogenen Luftmasse zu ändern; in Wirklichkeit ist jene Vorstellung die richtige, nach welcher der Kraftantrieb von der den Körper unmittelbar berührenden Schicht an die zunächst benachbarte und so fort abgegeben wird, bis er an die Grenzfläche zur Erdoberfläche hinausgetragen wird, um dort von ihr aufgenommen zu werden.

Nach dieser Anschauung haben wir uns die Erhaltung des Schwebezustandes bewegter Körper im freien Luftraum so vorzustellen, daß deren Gewicht schließlich von der Erdoberfläche getragen wird, indem die durch die Fortbewegung des Körpers verdrängten Luftteilchen als zwischengeschalteter Träger der Kraftübertragung zwischen dynamisch gestützten Körper und der Erdoberfläche anzusehen sind, ohne daß ihre Gesamtenergie eine Änderung erleidet. Das Körpergewicht wird demnach nach unten übertragen, über die unterhalb befindliche Erdoberfläche verteilt, wo es den Druck in mehr oder minder meßbarer Höhe vermehrt.

Im Sinne der Mechanik ist der Luftwiderstand als eine Kraft aufzufassen, für deren genaue Beurteilung der Angriffspunkt, die Richtung und Größe bekannt sein müssen. Leider sind die für alle Verhältnisse gültigen Gesetze des Luftwiderstandes noch nicht so genau erforscht, daß über die Wahl dieser drei Größen keinerlei Zweifel herrschen würde.

Die Bestimmung des Luftwiderstandes wurde zuerst von Newton vorgenommen, der durch folgenden Gedankengang zur Aufstellung einer Beziehung gelangte.

Hat eine Luftmasse $m = \frac{G}{g}$ (G deren Gewicht und g Beschleunigung der Schwerkraft) beim Auftreffen der Luftteilchen auf eine Platte ihre Geschwindigkeit v m/sec eingebüßt oder ist die Bewegungsgröße $m \cdot v$ durch den Widerstand der Platte aufgehoben worden, so ist ein Kraftantrieb $P \cdot t$ zur Vernichtung der Bewegungsgröße aufzuwenden.

Nach dem Satze vom Antrieb besteht die Beziehung:

$$P \cdot t = m \cdot v.$$

Für $t = 1$ Sekunde stellt m die in der Sekunde zum Stoß gelangende Luftmasse, also den Wert $m = F \cdot v \frac{\gamma}{g}$ vor, wenn F der Inhalt der Stoßfläche in m^2, γ das Gewicht von 1 m^3 Luft bedeuten.

Mithin ist $P = \frac{\gamma}{g} F \cdot v^2$ in Kilogramm gemessen. (I)

Durch diese unter der Annahme der Unstetigkeit des Luftmediums gewonnene Gleichung (I) wird man dem Wesen des Luftwiderstandes ganz und gar nicht gerecht.

Nicht lange währt es, und wir finden die Forscher den Weg des Versuches beschreiten. Während in den 90er Jahren des 19. Jahrhunderts der von Robins (1761) zuerst konstruierte Rundlaufapparat den Forschern als Instrument zur Ausführung von Versuchen dient, benutzen die modernen Experimentatoren Prandtl-Göttingen, Riabuschinsky-Moskau, Rateau-Paris, Eiffel-Paris u. a. in ihren aerodynamischen Laboratorien für diese Zwecke besonders konstruierte Hebelwagen, die durch Drähte in geeigneter Weise mit dem Versuchskörper in Verbindung stehen, der sich in einem Luftkanal von genügend breitem Querschnitt befindet; in diesem wird durch Ventilatoren ein künstlicher Luftstrom erzeugt, der unter Verwendung von Leitschaufeln und Gleichrichtern mit möglichst konstanter Geschwindigkeit und Richtung gegen den zu untersuchenden Körper geblasen wird; diese Versuchsanordnung hat den Vorzug größerer Genauigkeit gegenüber der älteren Methode, die mit dem Rundlaufapparat arbeitete. Ingenieur Eiffel hat für senkrecht fallende Platten Versuche mit einer Fallmaschine vorgenommen; an einem 115 m langen Kabel wurde längs des Eiffelturmes die Plattenfallmaschine in Verbindung mit der Versuchsplatte fallen gelassen und an der Formänderung von eingeschalteten Zugfedern die Größe des Luftwiderstandes, an Registrierapparaten, die durch Uhrwerk getrieben wurden, der durchlaufene Weg abgelesen. Die während der Bewegung verflossene Zeit wurde aus der Schwingungszahl einer Stimmgabel ermittelt.

Versuche in freier Luft sind bisher nur ausnahmsweise so z. B. von Lanchester an Modellen, von Ferber und Bendemann an Apparaten in natürlicher Größe durchgeführt worden.

Das Ergebnis der vorstehend in Kürze angeführten Versuche kann in folgenden Gesetzen zum Ausdruck gebracht werden.

1. Der Luftwiderstand wächst gemäß dem Newtonschen Gesetze mit dem Quadrate der Geschwindigkeit.

Dieses Gesetz gilt nur so lange, als die Elastizität der Luft vernachlässigt werden darf. Das ist noch der Fall bei den in der Flugtechnik praktisch verwendeten Geschwindigkeiten; keinesfalls ist dies jedoch zulässig bei solchen hohen Geschwindigkeiten, die sich der Schallgeschwindigkeit 333 m/sec nähern; hier entstehen beim Fließen der Luft so große örtliche Druckdifferenzen, die nicht unberücksichtigt bleiben dürfen, die Luft ist dann als zusammendrückbare Flüssigkeit und die Luftdichte als veränderliche Größe anzusehen. Die Folge dieser Volumsänderung ist ein wesentlich größerer Widerstand, der mit der 3. bis 5. Potenz der Geschwindigkeit wachsend betrachtet werden muß, wie

Versuche an fliegenden Geschossen gezeigt haben. Da sich die Schallgeschwindigkeiten im Wasser (1435 m/sec) zu der in Luft wie $\sqrt{18} : 1$ verhalten, so ist Luft etwa 18 mal so stark zusammendrückbar anzusehen als Wasser. Bei Geschwindigkeiten bis 45 m/sec beträgt die Dichtigkeitsänderung höchstens 1%.

2. Der Luftwiderstand kann mit der Größe der bewegten Fläche wachsend angenommen werden, so daß

3. für senkrecht zu ihrer Ebene bewegte Platten der Luftwiderstand aus der Beziehung

$$W = \zeta \frac{\gamma}{g} F \cdot v^2 \qquad \text{(Ia)}$$

gefunden werden kann.

Der Wert $\zeta \frac{\gamma}{g}$ wird durch Versuche von Fall zu Fall zu ermitteln sein und soll Luftwiderstandsfaktor oder Widerstandsziffer genannt werden; für $F = 1\ m^2$, $v = 1$ m/sec wird

$$W = \zeta \frac{\gamma}{g};$$

d. h. die Widerstandsziffer bedeutet den Luftwiderstand in Kilogramm gemessen für $1\ m^2$ senkrechte Druckfläche, die sich mit 1 m/sec Geschwindigkeit in Luft von bestimmter Temperatur bei vorhandenem Barometerstand bewegt.

B. Das Kräftespiel an ebenen Flächen.

1. Fläche senkrecht zur Bewegungsrichtung. (Abb. 1.)

Es bedeute im folgenden:

g die Beschleunigung der Schwerkraft $9{,}81\ m/sec^2$,

$\frac{\gamma}{g} \sim \frac{1}{8}$, entsprechend dem Einheitsgewichte $\gamma = 1{,}234\ kg/m^3$ bei 760 mm Hg Barometerstand und 15^0 C,

F die Größe der bewegten Fläche in m^2,

v die Geschwindigkeit der bewegten Fläche in m/sec.

Die Größe W des Luftwiderstandes wird in diesem Falle durch Gleichung (Ia) gefunden.

Der Angriffspunkt des Luftwiderstandes fällt mit dem geometrischen Mittelpunkt zusammen, die Richtung ist durch die Flächennormale gegeben.

Die Beziehung, die sich in Gleichung (Ia) ausdrückt, stimmt mit den Erfahrungstatsachen gut überein.

Auf den Wert von ζ haben die geometrische Form der Fläche, ihr Seitenverhältnis bei rechteckiger Gestalt und die Geschwindigkeit Einfluß; erstere einen größeren als letztere. Nach den Versuchen von Dines, Frank und Eiffel ergab sich für den Kreis der kleinste, für das Rechteck, dessen schmale Seite in der Bewegungsrichtung liegt, der größte Wert.

Die Abhängigkeit der Größe ζ von der Geschwindigkeit zeigt

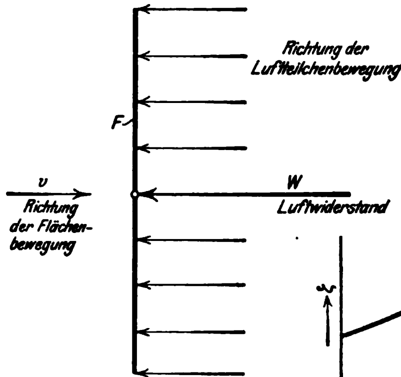


Abb. 1.

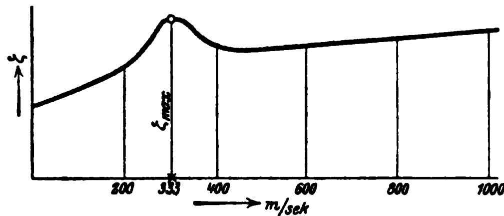


Abb. 2.

Abb. 2; als Abszissen sind Geschwindigkeiten, als Ordinaten die veränderliche Widerstandsziffer ζ aufgetragen.

Es mag an dieser Stelle besonders betont werden, daß das Gesetz des Luftwiderstandes, wie es durch die Beziehung 1a ausgedrückt wird, auch für zylindrische oder prismatische Körper Geltung hat, sofern ihre größte Projektion auf eine zur Bewegungsrichtung senkrecht stehende Ebene den Flächeninhalt F besitzt.

2. Werte für ζ in der Gleichung $W = \zeta \frac{\gamma}{g} F v^2$.

Name des Forschers	ζ	Art der Fläche
Newton	1	Jede Flächenform.
Renard	0,68	—
Lilienthal	1,03	Eben und gewölbt.
v. Lössl	0,85	Mit glattem Rand.
v. Lössl	1	Mit vorstehendem Rand.
Dines	0,66—0,69	Kreisförmige Platte.
Dines	0,66—0,7	Quadratische Platte.
Langley	0,68	Quadratische Platte.
Frank	0,553	Zylinder mit Kreis vorn bei $\frac{1}{100}$ bis $\frac{3}{100}$ m².
Eiffel	0,6	Rechteck $\frac{1}{16}$ bis 1 m².
Eiffel	0,58	Kreisfläche.
O. Föppl	0,556	Quadratisch, 12 cm Seitenlänge.

Es sei auch noch darauf hingewiesen, daß durch die Versuche von Ingenieur Eiffel entgegen anderen Anschauungen das proportionale Anwachsen des Luftwiderstandes mit der Fläche unzweifelhaft festgestellt worden ist. Diesem Umstande trägt Eiffel Rechnung, indem er die an Modellen gefundenen Widerstandsziffern bei Übertragung auf Flugzeuge um 10% erhöht.

In den folgenden Beispielen soll bei ebenen Flächen entsprechend den Versuchsresultaten moderner Forscher mit $\zeta = 0{,}6$ gerechnet werden, so daß $\zeta \frac{\gamma}{g} \sim 0{,}6 \cdot \frac{1}{8} = 0{,}075$ gesetzt wird.

1. Wie groß ist der Luftwiderstand einer Rechtecksfläche von 30 m², die mit 15 m/sec Geschwindigkeit senkrecht zu ihrer Ebene sich fortbewegt?

Man erhält aus

$$W = \zeta \frac{\gamma}{g} F v^2 = 0{,}075 \cdot 30 \cdot 15^2 \sim 507 \text{ kg}.$$

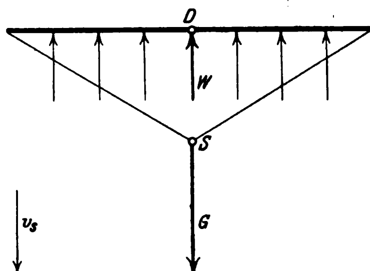


Abb. 3.

2. Eine Fläche habe die spezifische Belastung $p = \frac{G}{F} = 10 \text{kg/m}^2$, d. i. eine auf die Flächeneinheit 1 m² entfallende Belastung von 10 kg und bewege sich in der Luft vertikal nach abwärts; wie groß müßte ihre Geschwindigkeit sein, damit das Sinken gleichförmig vor sich gehe?

Für das dynamische Gleichgewicht müßte nach Abb. 3 die Beziehung bestehen:

$$W = G = \zeta \frac{\gamma}{g} F v_s^2$$

wenn v_s die Sinkgeschwindigkeit der gleichförmigen Bewegung bedeutet.

Daraus ergibt sich

$$v_s = \sqrt{\frac{1}{\zeta \frac{\gamma}{g}} \cdot \frac{G}{F}} \sim 11{,}7 \text{ m/sec}.$$

Der senkrechte Fall wird nur so lange vorhanden sein, so lange der Schwerpunkt S in der Lotrechten durch den Angriffspunkt D des Luftwiderstandes liegen wird. Nach dem Gesetze des freien Falles, der für die Bewegung im luftleeren Raume gilt, würde die Bewegung der Platte gleichförmig beschleunigt vor sich gehen, so daß obige Geschwindigkeit nach der Zeit erreicht werden würde, die sich ergibt aus

$$v = g \cdot t,$$

woraus

$$t = \frac{v}{g} = \frac{11{,}7}{9{,}81} \sim 1{,}2 \text{ sec}.$$

Im lufterfüllten Raume wirkt dem Gewichte der Luftwiderstand entgegen, der allerdings im ersten Augenblicke nur einen sehr geringen Wert wegen der anfänglich vorhandenen geringen Geschwindigkeit haben wird; in dem Maße, wie letztere während des Falles wächst, nimmt auch der Luftwiderstand zu, die be-

schleunigende Kraft G — W ab; ist die Sinkgeschwindigkeit v_s erreicht, so ist die beschleunigende Wirkung des Gewichtes aufgehoben. Obwohl diese Geschwindigkeit theoretisch erst nach unendlich langer Zeit erreicht wird, lehrt die Erfahrung, daß schon nach wenigen Sekunden die Fläche eine Geschwindigkeit annimmt, die sich von der oben ausgerechneten Sinkgeschwindigkeit nur sehr wenig unterscheidet. Von diesem Augenblicke an wird die Bewegung der Platte im lufterfüllten Raume nicht beschleunigt, sondern gleichförmig vor sich gehen, die Fläche befindet sich im dynamischen Gleichgewichte; eine solche gleichförmig nach unten sinkende Fläche wird Fallschirm genannt.

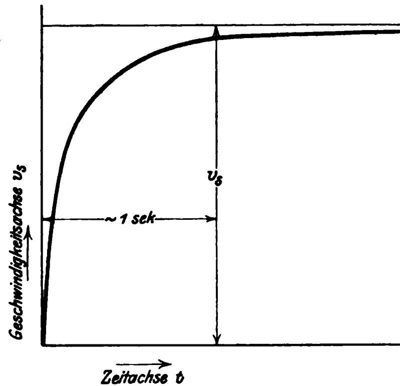


Abb. 4.

Abb. 4 vergegenwärtigt die Änderung der Sinkgeschwindigkeit mit der Zeit.

3. Ebene Fläche geneigt zur Bewegungsrichtung.

Handelt es sich um die Bewegung einer gegen die Bewegungsrichtung unter dem Winkel α geneigten Fläche, so gehen die Anschauungen über die Bestimmung von Größe und Richtung des Luftwiderstandes W_α bei den verschiedenen Forschern bereits stark auseinander.

Der Neigungswinkel α der Fläche gegen die Richtung der Luftfäden bzw. die Neigung, unter welcher die Luftteilchen gegen die ruhende Fläche auftreffen, soll fortan Einfalls- oder Anstellwinkel heißen. Abb. 5.

a) Größe des Luftwiderstandes. W_α wurde von den meisten Forschern im Verhältnis zu W, dem Luftwiderstand für eine gleich große senkrecht zu ihrer Ebene bewegte Fläche bestimmt.

In Abb. 6 sind als Abszissen für Einfallswinkel α, als Ordinaten das Verhältnis $\frac{W_\alpha}{W}$ abgetragen und die für den Fall der geneigten oder Drachenfläche von verschiedenen Forschern und Experimentatoren durch theoretische Betrachtung über Strömungsvorgänge oder aus Versuchsreihen ermittelten Werte in Kurvenform zusammengetragen. Bemerkenswert ist, daß das in Kurve I dargestellte Sinusquadratgesetz von Newton mit den praktischen Ergebnissen nicht in Übereinstimmung gebracht werden kann.

Eiffel hat bis 30° ein proportionales Anwachsen von $\frac{W_\alpha}{W}$ mit α festgestellt:

$$\frac{W_a}{W} = \frac{\alpha}{30};$$

über 30^0 hinaus wird $\frac{W_a}{W} = 1$ konstant gefunden (Kurve V).

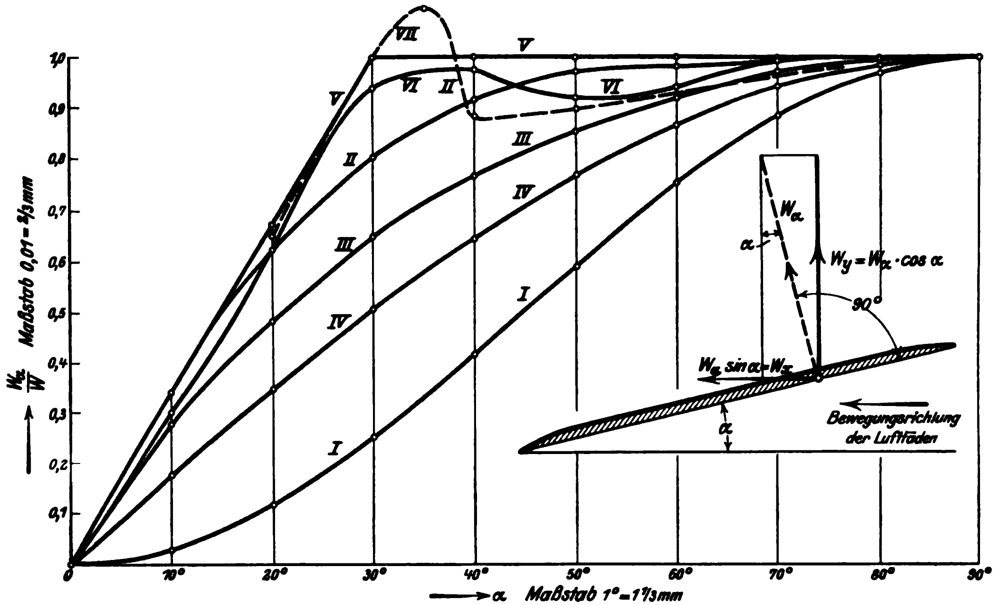


Abb. 6. Abb. 5.

Nr. der Kurve	Ausdruck für $\frac{W_a}{W}$	Forscher
I	$\sin^2 a$	Newton (theor.)
II	$\frac{2 \sin a}{1 + \sin^2 a}$	Duchemin (theor.)
III	$\frac{(4 + \pi) \sin a}{4 + \pi \cdot \sin a}$	Lord Raleigh (theor.)
IV	$\sin a$	v. Lössl (prakt.)
V	$\frac{a}{30}$ für $a < 30^0$ 1 für $a > 30^0$	Eiffel (prakt.)
VI	quadrat. Platte $0,3 \cdot 0,3$ m²	Riabuschinsky (prakt.)
VII	für $a \sim 35^0$ ist $W_a > W$	Dines (prakt.)

Von Interesse ist die Dines - Kurve VII, die bei etwa 35⁰ einen Punkt besitzt, für welchen das Verhältnis $\frac{W_\alpha}{W} > 1$ ist; neuerdings wurden von Eiffel und in Göttingen ähnliche Verhältnisse bei 30⁰ Neigung ermittelt.

Es mag besonders darauf hingewiesen werden, daß die alten Experimentatoren bei Bestimmung des Luftwiderstandes sich mit den Vorgängen hinter der Fläche nicht beschäftigt und seinen Wert einzig und alein als Reaktion auf die getroffene Fläche angesehen haben; erst in neuerer Zeit hat man ein besonderes Augenmerk auf das Verhalten der Luftteilchen hinter der Fläche gerichtet und gefunden, daß dieses gerade den größeren Einfluß auf das Zustandekommen von W_α besitzt.

v. Lössl hat aus seiner „Stauhügeltheorie", die einen heute längst überwundenen Standpunkt in den Anschauungen vom Luftwiderstande darstellt, ein besonders einfaches Verhältnis, das gute Übereinstimmung mit praktischen Versuchswerten für kleine Einfallswinkel zeigt, abgeleitet. In Kurve IV ist das v. Lösslsche Gesetz wiedergegeben; es ist von vielen Autoren zur Grundlage ihrer Berechnungen genommen worden und soll daher des Interesses halber hier angeführt werden.

$$\frac{W_\alpha}{W} = \sin\alpha \text{ bzw. } \frac{W_\alpha}{W} = \alpha \qquad \text{(II)}$$

und für

$$\left.\begin{aligned} W_\alpha &= W \cdot \sin\alpha = \zeta \frac{\gamma}{g} \cdot F v^2 \sin\alpha \text{ bzw.} \\ W_\alpha &= W \cdot \alpha = \zeta \frac{\gamma}{g} F \cdot v^2 \cdot \alpha, \end{aligned}\right\} \qquad \text{(IIa)}$$

wenn für kleine Winkel die Sinusfunktion mit dem Bogen vertauscht wird.

Komponenten des Luftwiderstandes.

Abb. 5. Durch Zerlegung von W_α in eine horizontale und vertikale Komponente erhält man unter Annahme des v. Lösslschen Gesetzes mit der Voraussetzung, daß W_α zur Fläche senkrecht steht, für die Horizontalkomponente:

$$W_x = W_\alpha \cdot \sin\alpha = \zeta \frac{\gamma}{g} \cdot F v^2 \sin^2\alpha$$

und für die Vertikalkomponente:

$$W_y = W_\alpha \cdot \cos\alpha = \zeta \frac{\gamma}{g} \cdot F v^2 \sin\alpha \cdot \cos\alpha \qquad \text{(III)}$$

bzw. für kleine Winkel mit $\cos \alpha = 1$

$$\left.\begin{aligned} W_x &= \zeta \cdot \frac{\gamma}{g} F \cdot v^2 \cdot \alpha^2 \\ W_y &= \zeta \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2 \alpha \end{aligned}\right\} \qquad \text{(IIIa)}$$

In den aerodynamischen Laboratorien werden mittels Präzisionswagen jene Komponenten W_x und W_y des Luftwiderstandes unmittelbar bestimmt, die parallel zum Luftstrom bzw. senkrecht zu diesem zur Wirkung kommen.

Die Größe dieser Komponenten erscheint dann in der Form

$$\left.\begin{aligned} W_x &= \zeta_W \cdot \frac{\gamma}{g} F \cdot v^2 \\ W_y &= \zeta_A \cdot \frac{\gamma}{g} F \cdot v^2 \end{aligned}\right\} \qquad \text{(IV)}$$

Die Komponente W_x soll in der Folge mit Rücktrieb oder nützlicher Flügelwiderstand, W_y mit Trag-, Auftriebs- oder Hebekomponente bezeichnet werden.

$\zeta_W \frac{\gamma}{g}$, $\zeta_A \frac{\gamma}{g}$ sind die Luftwiderstandsziffern des Rücktriebes bzw. des Auftriebes.

Die Tragkraft W_y vermag das Gewicht G der vorwärts bewegten Platte in der Luft zu tragen; der Rücktrieb W_x muß bei der gleichförmigen Bewegung der Fläche in jedem Augenblicke durch eine Vortriebskraft überwunden werden.

In Abb. 7 sind in den Kurven I und II für verschiedene Winkel α von 0^0—12^0 die Werte für $\zeta_W \frac{\gamma}{g}$ und $\zeta_A \frac{\gamma}{g}$, wie sie von Riabuschinsky im Laboratorium zu Kutschino bei Moskau gefunden worden sind, zusammengetragen, um den Zusammenhang der Veränderlichkeit von ζ_W und ζ_A mit α besser zu übersehen.

Ähnliche Beziehungen wurden in der Göttinger Anstalt ermittelt und sind vergleichsweise in den Kurven I'' und II'' aufgenommen.

Zwischen 3^0 und 9^0 kann nach O. Föppl der Faktor ζ_A genommen werden:

$$\zeta_A = \frac{\alpha}{16 + 54\,\varphi}$$

wenn φ das Seitenverhältnis $\dfrac{\text{Länge l} \perp \text{zur Flugrichtung}}{\text{Länge b} \parallel \text{zur Flugrichtung}}$

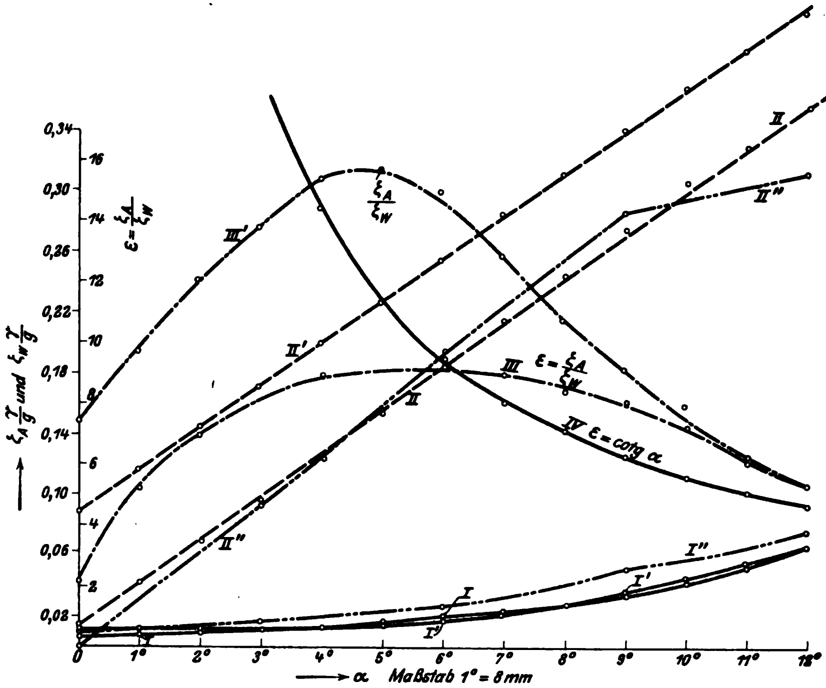


Abb. 7.

Kurve	I	Werte von ζ_W für eine ebene Fläche	nach Riabuschinsky 20 cm × 30 cm Versuchsfl.
„	I'	Werte von ζ_W für eine gewölbte Fläche mit $w = {}^1/_{30}$	
„	II	Werte von ζ_A für eine ebene Fläche	
„	II'	Werte von ζ_A für eine gewölbte Fläche	
„	III	Werte von $\varepsilon = \dfrac{\zeta_A}{\zeta_W}$ für eine ebene Fläche	
„	III'	Werte von $\varepsilon = \dfrac{\zeta_A}{\zeta_W}$ für eine gewölbte Fläche	
„	IV	Werte von $\varepsilon = \dfrac{\zeta_A}{\zeta_W} = \operatorname{cotg} \alpha$ nach dem Gesetz von v. Lößl	
„	I''	Werte von ζ_W für eine ebene Fläche	nach Föppl 7,57 × 30,05 cm Versuchsfl.
„	II''	Werte von ζ_A für eine ebene Fläche	

bedeutet und

$$\zeta_W = 0{,}004 + 0{,}3\,\frac{d}{l} + \sin\alpha \cdot \zeta_A,$$

wenn d die Stärke der Platte darstellt.

Der Wert φ ist auf die Größe von W_a von Einfluß; mit abnehmendem φ wächst W_a; bei gewölbten Flächen soll dieser Gegenstand besonders besprochen werden. Es möge hier ergänzend darauf hingewiesen werden, daß die Werte der Widerstandsfaktoren im allgemeinen von den Versuchsbedingungen abhängen, denen der Versuchsgegenstand im Luftstrom unterworfen ist. Es ist — anders ausgedrückt — nicht einerlei, ob die Fläche bei geradliniger Bewegung in relativ zur Erde ruhender Luft, oder die ruhende Platte in relativ zur Erde bewegter Luft der Untersuchung unterworfen ist oder gar in kreisender Bewegung am Rundlauf angebracht ist. Der Grund liegt in der mehr oder minder starken „Turbulenz oder Unstetigkeit der Strömung“ bei bewegter Luft, die einen erheblichen Einfluß auf die Widerstandsziffer ausübt.

Abb. 8.

b) Der Schräg- oder Gleitfall. Es soll nachgewiesen werden, daß eine mit der **horizontalen** Geschwindigkeit v_x in Bewegung befindliche Fläche, die der Schwerkraft unterworfen ist, **langsamer** sinkt als eine solche ohne horizontale Fluggeschwindigkeit. Abb. 8.

Diese Erscheinung, die zuerst von Prof. Langley experimentell nachgewiesen worden ist, läßt sich in die Worte fassen: Der Gleit- oder schräge Fall geschieht viel langsamer wie der senkrechte Fall. Die relative Geschwindigkeit, mit welcher die Platte gegen die ruhend gedachte Luft auftrifft, hat den Wert

$$v = \sqrt{(v_x)^2 + (v_s')^2};$$

ihre Richtung ist gegeben durch

$$\sin\alpha = \frac{v_s'}{v},$$

wenn v_s' die Sinkgeschwindigkeit des Schrägfalles bedeutet. Da die

wirksamen Kräfte, das Eigengewicht G und der Luftwiderstand W_a, für gleichförmigen Schrägfall im Gleichgewichte sein müssen, so hat man

$$G = W_a = \zeta \frac{\gamma}{g} F v^2 \sin\alpha = \zeta \frac{\gamma}{g} F v^2 \cdot \frac{v_s'}{v}$$

$$= \zeta \frac{\gamma}{g} F \sqrt{(v_x)^2 + (v_s')^2} \cdot v_s' \qquad (1)$$

Wäre die Fläche ohne Horizontalgeschwindigkeit, dann muß nach Beispiel 2, Seite 6

$$G = \zeta \frac{\gamma}{g} F \cdot v_s^2 \qquad (2)$$

sein, wenn v_s jetzt die Sinkgeschwindigkeit für senkrechten Fall bedeutet.

Durch Gleichsetzung des Gewichtes in den Beziehungen (1) und (2) wird

$$v_s' \cdot \sqrt{v_x^2 + v_s^{2\prime}} = v_s^2; \quad \frac{v_s^4}{v_s^{4\prime}} = 1 + \left(\frac{v_x}{v_s'}\right)^2,$$

und weil die rechte Seite stets > 1 ist, so muß auch

$$v_s > v_s'$$

sein, was zu beweisen war.

Es wird v_s' umso kleiner als v_s, je größer v_x ist, je rascher die Fläche fliegt; das wird unter sonst gleichen Umständen bei kleinerem Horizontalflugwiderstand der Fall sein. Diese wichtige Tatsache ist für die Verwendung der Flugmaschine als Gleitflieger bei abgestelltem Motor von größter Bedeutung.

Man versteht unter „Gleitflugzeug“ die Verbindung einer oder mehrerer Tragflächen mit einem festen Gestell. Der auf die Tragflächen sich stützende Lenker nimmt gegen den Wind Anlauf und wird bei Erlangung einer bestimmten Geschwindigkeit durch die unterhalb der Tragfläche wirksame Luft so viel Luftwiderstand hervorgerufen, daß die Hebekomponente des letzteren Eigengewicht des Apparates samt Nutzlast vom Boden erheben kann. Der Führer ist imstande, eine mehr oder weniger lange Luftstrecke zu durchfliegen, um dann in abwärts geneigter Bahn zu landen.

Eine Motorflugmaschine wird sich bei abgestelltem oder stark gedrosseltem Motor unter denselben aerodynamischen Verhältnissen befinden, wie das Gleitflugzeug, so daß der Lenker in der Lage ist, bei stillgelegtem Motor aus größerer Höhe im Gleitfluge den Erdboden zu erreichen.

Unter Voraussetzung der Richtigkeit des Newtonschen Sinusquadratgesetzes würde sich Gleichung (1) in der Form schreiben:

$$W_a = \zeta \frac{\gamma}{g} F v^2 \cdot \left(\frac{v_s'}{v}\right)^2 = \zeta \frac{\gamma}{g} F v_s'^2.$$

Die Horizontalgeschwindigkeit würde auf das Sinken ohne jeden Einfluß bleiben, was mit der Erfahrung nicht in Einklang zu bringen ist. Diese Betrachtung lehrt ohne jeden Zweifel die Unhaltbarkeit der Newtonschen Annahme.

Es ist bekannt, daß Ingenieur Otto Lilienthal den persönlichen Kunstflug als Gleitflug zur höchsten Entwicklung gebracht hat. In unseren Tagen waren es die Gebrüder Wright, die sich mit der Pflege des Gleitflugs besonders beschäftigt haben.

c) Angriffspunkt des resultierenden Luftwiderstandes; der Druckmittelpunkt. Gesetz von Avanzini. Besitzt die Fläche eine in der Bewegungsrichtung gelegene Symmetrieebene, so befindet sich der Angriffspunkt des Luftwiderstandes oder der Druckmittelpunkt in derselben. Bei senkrecht zur Fläche angenommener Bewegungsrichtung fallen geometrischer Mittelpunkt, Schwerpunkt und Druckmittelpunkt zusammen.

Bei geneigter Fläche jedoch ist die Lage des Druckmittelpunktes abhängig vom Neigungswinkel α der Fläche. Mit abnehmender Neigung rückt der Druckmittelpunkt gegen die Vorderkante der Fläche. Diese zuerst von Avanzini beobachtete Erscheinung wurde durch den Marine-Ingenieur Joessel auf Grund verschiedener von ihm im Wasser ausgeführten Versuche ausgedrückt durch die Beziehung

$$e = 0{,}3 \cdot b \cdot (1 - \sin a).$$

Es bedeutet in Abb. 9: b die Länge der in der Flugrichtung gelegenen Schmalseite der für den praktischen Flug gebrauchten Tragfläche, e die Entfernung des Druckmittelpunktes vom Schwerpunkte der Fläche. Steht die Fläche, die für die nachstehende Untersuchung um eine durch ihre Breitseite hindurchgehende Achse A drehbar gedacht sei, senkrecht zur Bewegungsrichtung, so befindet sich der Druckmittelpunkt im Schwerpunkte S. Macht man $A\,a = A\,a_1 = A\,a_2$, so erhält man die aufeinanderfolgenden Lagen der Fläche für die verschiedenen Neigungen. Wird um A B ein Halbkreis mit dem Durchmesser 0,3b geschlagen, die Schnittpunkte der Flächen mit diesem Halbkreis bzw. mit B, O_1, O_2 usw. aufgesucht, und von den so erhaltenen Punkten in Richtung der Flächen der Wert 0,2b abgetragen, also $BS = O_1D_1 = O_2D_2 = AD_0 = 0{,}2b$ gemacht, so stellen die Punkte D, D_1, D_2 usw. die gesuchten Druckmittelpunkte vor.

Für einen beliebigen Druckmittelpunkt D_2, der zur Neigung α der Fläche gehört, besteht folgende geometrische Beziehung, die die

Abb. 9.

Kurve 1 nach Joessel.
„ 2 „ Eiffel.
„ 3 „ Riabuschinsky.
„ 4 „ Föppl, 20 cm × 80 cm.

Versuchsflächen.

Joessel, Ebene Fläche im Wasser.
Eiffel, Eisenblechflächen, b = 150 mm, l = 960 mm.
Riabuschinsky, Aluminiumflächen von verschiedener Wölbung, l = 300 mm, b = A a = 100 mm.
Föppl, 20 cm × 80 cm.

Richtigkeit der angegebenen Konstruktion gemäß obiger Gleichung bestätigt. Verbindet man O_2 mit m, zieht das gleichschenklige Dreieck $A m O_2$, so hat man: $e = S_1 D_2 = 0{,}5 b - A D_2$, wobei $A D_2 = \overline{O_2 D_2} + \overline{AO_2} = O_2 D_2 = 0{,}2\ b$; aus dem Dreieck $A m O_2$ ist $\overline{An} = \frac{0{,}3\ b}{2} \sin\alpha$ und $AO_2 = 2\ An = 0{,}3 b \sin\alpha$, mithin wird $AD_2 = 0{,}2 b + 0{,}3 b \sin\alpha$ und somit $e = 0{,}5 b - 0{,}2 b - 0{,}3 b \sin\alpha = 0{,}3 b\ (1 \sin\alpha)$.

Innerhalb der Grenzneigungen $\alpha = 90^0$ und $\alpha = 0^0$ rückt somit der Druckmittelpunkt für ebene Flächen um e = 0 bis etwa e = 0,3 l vom Schwerpunkte gegen die Vorderkante, dem angeblasenen Rande zu, wie auch aus der Föpplschen Kurve 4 deutlich zu entnehmen ist. Aus den Versuchsergebnissen an rechteckigen ebenen Platten geht hervor, daß für kleine Neigungen die Entfernung des Druckmittelpunktes den Wert 0,236 b vom vorderen Rand annimmt; in dem Maße, wie der Neigungswinkel wächst, wandert der Druckmittelpunkt erst langsam, dann schneller nach hinten. Die Verschiebung des Druckmittelpunktes aus dem geometrischen Mittel ist nach Kummer für kleinere Winkel α beim Verhältnis $\frac{b}{l} < 1$ größer wie bei der quadratischen Platte. Aus den Eiffelschen Kurven kann bei 40^0 ein kritischer Punkt herausgelesen werden, über welchen hinaus die Verschiebung des Druckmittelpunktes gegen die Vorderkante für $\frac{b}{l} = 1$ größer ist als bei $\frac{b}{l} < 1$.

d) Die fallende Platt. Die Erscheinung des wandernden Druckmittelpunktes spielt bei vielen aerodynamischen Vorgängen eine wichtige Rolle; als besonders lehrreiches Beispiel sei die an einer fallenden

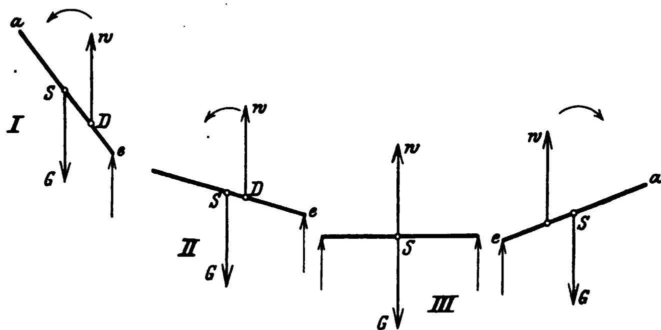


Abb. 10.

Platte zu machende Beobachtung angeführt, die in Abb. 10 wiedergegeben ist; die dort gezeichneten Lagen sind räumlich sehr benachbart vorzustellen.

Läßt man ein steifes rechteckiges Papierblatt geeigt gegen die Erde fallen, dann sinkt es unter Zurücklegung eines Zick-Zackweges zu Boden, ein Vorgang, der mittels des Avanzinischen Gesetzes erklärt werden kann.

In der Anfangslage I ist e die Vorderkante oder Eintrittskante der Luftfäden, daher der Druckmittelpunkt nicht im Schwerpunkt S

seinen Platz hat, sondern in D der angeblasenen Kante näher gelegen ist; das in S angreifende Gewicht G des Blattes und der in D vorhandene Luftwiderstand W geben ein Kräftepaar, welches das Blatt entgegengesetzt dem Uhrzeiger drehen wird. Die Folge davon ist eine größere Neigung der Fläche gegen die Luftfäden, der Druckmittelpunkt weicht zurück, das Drehmoment wird kleiner, Stellung II; in der Stellung III ist der Druckmittelpunkt nach dem Schwerpunkt gelangt, das Drehmoment hat zu wirken aufgehört, infolge der Trägheitskräfte jedoch wird die erlangte Gleichgewichtslage überschritten, so daß die zuletzt gezeichnete Stellung eingenommen wird; jetzt wechseln die beiden Kanten e und a ihre Lage zur Richtung der Luftfäden, das Drehmoment hat den entgegengesetzten Drehsinn wie früher, das Blatt wird sich in die Horizontale zu stellen suchen. Diese Lage, einmal erreicht, wird überschritten, und so wiederholt sich dieser Vorgang so lange, bis der Boden erreicht ist, wobei sogar bei ungünstiger Schwerpunktslage ein Überschlagen stattfinden kann. Soll letzteres in allen Lagen verhindert werden, so muß der Schwerpunkt stets tiefer liegen als der Angriffspunkt des Luftwiderstandes, weil nur dann eine stabile Gleichgewichtslage gesichert erscheint.

4. Die Luftreibung.

Das Wesen des Luftwiderstandes wird vor allem durch die Luftreibung bedingt; über ihr Zustandekommen und über ihre Größe soll hier etwas näheres ausgesagt werden.

Je nach der Entstehungsursache des Bewegungshindernisses unterscheidet man die innere von der Oberflächenreibung. Die innere Reibung rührt her von der Widerstandskraft, die zwischen den mit verschiedener Geschwindigkeit strömenden Luftteilchen infolge der Zähigkeit oder Viskosität, die ein Anhaften oder Zusammenhängen der Luftteilchen verursacht, auftritt. Die durch die innere Reibung verursachte Änderung der Strombahn hängt von dem Verhältnis der Zähigkeit zur Dichte ab; dieses Verhältnis wird in der Hydrodynamik als kinematische Reibungsziffer bezeichnet; sie ist für Luft von 15° C = 0,156 cmsec, für Wasser dagegen 0,0115 cmsec; die Formänderungen der Bahnen werden demnach in Luft größer zu erwarten sein als im Wasser.

Beim Vorbeiströmen an rauhen oder hervortretenden Teilchen der Oberfläche wird durch Stoßarbeit Energieverlust eintreten, herrührend von der Oberflächenreibung, die die Geschwindigkeit der fließenden Teilchen verringert. Auch bei vollkommen glatter Oberfläche wird die unterste an der Körperoberfläche anhaftende Luftschicht, die Grenzschichte, infolge ihres relativen Ruhezustandes in bezug auf den Körper auf die darüber hinwegfließenden Luftmassen

verzögernd einwirken, und zwar umsomehr, je näher die bewegliche Schicht an die unterste Lufthaut heranreicht. Die Summe der in Richtung der Strömung an der Grenzschichte wirksamen tangentialen Reibungskräfte macht die Oberflächenreibung aus.

Der Gesamtwert dieser Bewegungswiderstände aus Zähigkeitswiderstand und Oberflächenreibung sei als „Luftreibung" bezeichnet; deren Wert wurde von Allen mit der 1,5fachen Potenz von v von Prof. Prandtl für praktisch als glatt zu bezeichnende Oberflächen mit der 1,8—1,85fachen Potenz von v wachsend gefunden.

Für unendlich dünne Platten kann die Luftreibung mit dem Quadrate der Geschwindigkeit wachsend angesetzt und dann als ein Teil des Luftwiderstandes W ausgedrückt werden.

So hat Lanchester $R = 0{,}01\ W$ angegeben.

Prof. Frank hat nach sorgfältigen Pendelversuchen mit Platten, die in ihrer Ebene fortbewegt werden, beobachtet:

$$R = 0{,}002\,44 \frac{\gamma}{g} F v^2.$$

Für geneigte Flächen kommt für die Ermittlung der Luftreibung nur die Luftgeschwindigkeitskomponente $v \cos \alpha$ entlang der Platte zur Wirkung, so daß in diesem Falle nach Frank

$$R = 0{,}002\,44 \frac{\gamma}{g} F v^2 \cos^2 \alpha \qquad \text{(V)}$$

ist.

Während für F bei 0^0 und kleinem Neigungswinkel die von der Luft bestrichene Plattenoberfläche, also das Ausmaß der Unter- und Rückseite der Tragfläche beim Flugzeuge zu setzen ist, wird bei größerer Neigung die Reibung auf der Rückseite immer geringer, um bei etwa 30^0 ganz zu verschwinden. Der Grund liegt in den Strömungserscheinungen, die bei der geneigten Platte auftreten.

Setzt man die im aerodynamischen Laboratorium gefundenen Komponenten W_x und W_y in Gleichung IV zur resultierenden W_r zusammen, so ergibt sich ihre Richtung nicht, wie ursprünglich angenommen, senkrecht zur Fläche, vielmehr wird in Hinsicht auf die Luftreibung, also durch das Hinzutreten einer tangentialen Reaktion R in Abb. 11 zu der Normalreaktion W_α der resultierende Luftwiderstand W_r in Wirklichkeit mit der Flächennormalen einen von der Neigung abhängigen Reibungswinkel ρ einschließen; in Abb. 11 sind für eine Fläche $\frac{b}{l} = \frac{12\,\text{cm}}{48\,\text{cm}}$ bei $\alpha = 5^0\,30'$ und $v = 6{,}2$ m/sec die im Göttinger Laboratorium gefundenen Verhältnisse zur Darstellung gebracht; man merkt, daß für den kleinen Neigungswinkel der resultierende Luftwiderstand hinter

die Normale zur Fläche fällt. Bei den gewölbten Flächen soll darauf noch näher eingegangen werden.

Schon die Versuche von Froude an Flächen im Wasser haben das Auftreten von Reibung erkennen lassen; umsomehr muß daher entgegen früheren Annahmen die Luftreibung einen prozentualen Anteil an dem Luftwiderstande ausmachen, wenn man bedenkt, daß die kinematische Reibungsziffer der Luft 14 mal so groß ist wie die des Wassers.

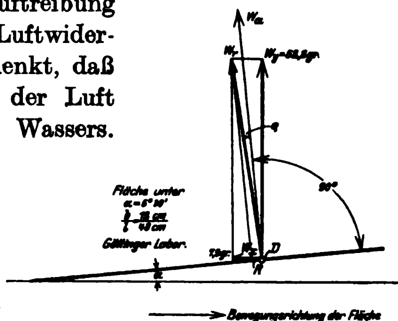


Abb. 11.

Bezugnehmend auf einen Aufsatz von Prof. Schüle in d. Z. d. Ver. deutsch. Ing., Jahrgang 1910, sei erwähnt, daß bei kleinen Winkeln, wie sie in der praktischen Flugtechnik Verwendung finden, die durch die Luftreibung bedingte Verminderung der Hebekomponente W_y einige Bedeutung gewinnt, wenn man beobachtet, daß bei 6° Neigung der Platte die Abweichung des resultierenden Luftwiderstandes W_r aus der Flächennormalen etwa 3° 20′, bei $\alpha = 2°$ jedoch schon 11° beträgt, so daß dem verminderten α ein rasches Anwachsen von ρ entspricht.

Der aus den Diagrammen sich ergebende Wert für ζ_w unter Voraussetzung eines Einfallswinkels $\alpha = 0$ kann man der Luftreibung an der Oberfläche der Tragdecke zuschreiben; halbiert man ihn, weil die Reibung auf der Ober- und Unterseite des Tragdecks wirksam ist, so erhält man die Reibungsziffer für die betreffende Tragfläche.

5. Der Höhenflug.

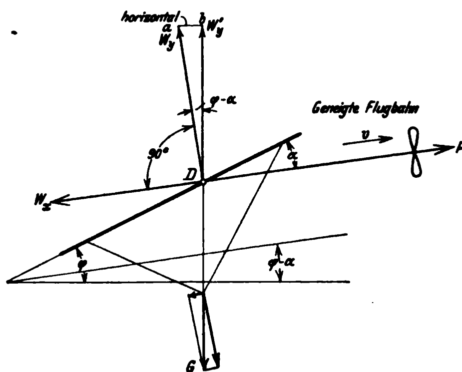


Abb. 12.

Eine ebene Platte, die gegen den Horizont um den Winkel φ geneigt ist, schließe für die folgende allgemein gültige Betrachtung mit der Bewegungsrichtung den Winkel α ein. Die früher in Gleichung (IV) als Hebekomponente bezeichnete Kraft W_y steht wie früher zur Strömungsrichtung der Luftfäden senkrecht und besitzt die nach Abb. 12 in lotrechter, dem Eigenge-

wichte G entgegengesetzter Richtung wirksame Komponente W_y'. Aus dem Kräftedreieck D a b, in welchem a b horizontal, D b lotrecht liegt, findet man:

$$W_y' = W_y \cdot \cos(\varphi - \alpha) = \zeta_A \cdot \frac{\gamma}{g} F v^2 \cos(\varphi - \alpha).$$

W_y' hält dem Eigengewichte der Flächenkonstruktion das Gleichgewicht und bedingt so den Schwebezustand der Platte.

Der vom resultierenden Luftwiderstande bei der Bewegung erzeugte Widerstand — Rücktrieb genannt — hat nach Gl. (IV) den Wert

$$W_x = \zeta_W \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot F v^2.$$

Hebekomponente und Rücktrieb wachsen mit dem Quadrate der Geschwindigkeit, der Größe der bewegten Fläche und sind außerdem von den Erfahrungswerten ζ_A und ζ_W abhängig.

Das Verhältnis ε der beiden Komponenten gibt ein Maß zur Beurteilung der aerostatischen Eigenschaften des angewandten Tragdecks und kann als „Gütegrad" bezeichnet werden.

$$\varepsilon = \frac{W_y'}{W_x} = \frac{\zeta_A \cdot \cos(\varphi - \alpha)}{\zeta_W}. \qquad \text{(VI)}$$

6. Horizontalflug.

Hier ist $\varphi - \alpha = 0$, und der „Gütegrad" wird

$$\varepsilon = \frac{W_y}{W_x} = \frac{\zeta_A}{\zeta_W} = \frac{G}{P}, \qquad \text{(VIa)}$$

wenn P die dem Rücktriebe entgegengesetzte Vortriebskraft bedeutet bzw. bei Annahme des v. Lösslschen Luftwiderstandsgesetzes

$$\varepsilon = \frac{W_y}{W_x} = \frac{\zeta \frac{\gamma}{g} F v^2 \sin\alpha \cos\alpha}{\zeta \frac{\gamma}{g} F v^2 \sin^2\alpha} = \operatorname{cotg} \alpha. \qquad \text{(VIb)}$$

Abb. 7 Kurve III lehrt, daß das Verhältnis von erzeugter Hebekraft zu der aufzuwendenden Vortriebskraft bis zu einem bestimmten Winkel (hier 5^0—6^0) wächst, um bei weiterer Zunahme des Winkels zu fallen.

Die Kurve III ist wie die übrigen dadurch erhalten worden, daß man für aufeinanderfolgende Abszissenwerte α die zugehörigen Versuchswerte für ζ_A und ζ_W, die den Kräften W_y und W_x proportional sind, als Ordinaten aufgetragen hat.

Aus der Darstellung übersieht man, daß sich genügend große absolute Werte von W_y für kleine Neigungen bis etwa 12^0 ergeben; für

diese Winkel erscheint das Verhältnis ε praktisch günstig. Das erklärt auch den Gebrauch von solchen Tragflächen in der Flugtechnik, die unter kleinem Einfallswinkel bis etwa zur oberen Grenze von 12^0 eingestellt sind. Zur Ergänzung dieser Betrachtung möge bemerkt werden, daß sich bei Rücksichtnahme auf die Luftreibung der Wert ε zuungunsten von W_y verändert; insbesondere hat diese Verkleinerung von W_y für Winkel $\alpha < 10^0$ einige Bedeutung, gerade also innerhalb der Werte von α, die in der Flugtechnik ausschließlich Verwendung finden; bei etwa $\alpha = 5^0$ erhält man bei Berücksichtigung der Luftreibung das günstigste Verhältnis zwischen W_y und W_x,

$$\varepsilon = 6,$$

d. h. man kann mit einer bestimmten zur Verfügung stehenden Vortriebskraft ein 6 mal so großes Gewicht gleichförmig durch die Luft ziehen.

Die Kurve nach Riabuschinsky gibt für $\alpha = 5^0$ den Wert $\varepsilon = 9$ an, während das v. Lösslsche Gesetz (cotg Kurve) sogar, allerdings ohne Annahme einer Luftreibung,

$$\varepsilon = 11{,}4$$

werden läßt.

7. Beispiele.

1. Eine 30 m² große ebene Fläche wird mit v = 15 m/sec unter 6^0 Neigung gegen den Horizont bewegt; wie groß sind Auftrieb, Rücktrieb?

$$W_y = \zeta_A \cdot \frac{\gamma}{g} F v^2 = 0{,}184 \cdot \frac{1}{8} \cdot 30 \cdot 15^2 \sim 155 \text{ kg}.$$

Der Wert für ζ_A und ε sind der Abb. 7 entnommen worden.

Aus

$$\varepsilon = \frac{W_y}{W_x} = \frac{\zeta_A}{\zeta_W}$$

geht hervor

$$W_x = \frac{W_y}{\varepsilon} = \frac{155}{9{,}2} \sim 17 \text{ kg}.$$

2. Welche sekundliche Arbeit ist für die Ausführung dieser Bewegung aufzuwenden?

Zu überwinden ist der Bewegungswiderstand W_x, so daß die sekundliche Arbeit oder Leistung $L = W_x \cdot v = 17 \cdot 15 = 255$ mkg/sec; in Pferdestärken ausgedrückt

$$N = \frac{255}{75} \sim 3{,}4 \text{ PS}.$$

3. Wie groß wäre die Leistung für den Fall, daß diese Fläche senkrecht zu ihrer Ebene bewegt würde?

Aus Beispiel 1 Seite 6 ging für $W = W_x = 507$ kg hervor, somit die aufzuwendende Leistung

$$L = 507 \cdot 15 = 7605 \text{ mkg/sec oder } N = 10{,}15 \text{ PS}.$$

Die hervorragende Überlegenheit der geneigten Fläche gegenüber der zur Fortbewegungsrichtung senkrecht stehenden Fläche vom Standpunkte der Arbeitsleistung geht aus diesem einfachen Beispiele deutlich hervor.

4. Mit welcher Geschwindigkeit müßte eine ebene Fläche $F = 60\ m^2$ bei 5^0 Einfallswinkel horizontal bewegt werden, um ihr Konstruktionsgewicht $G = 480$ kg schwebend in der Luft zu erhalten?

Lösung: Für den Zustand des Schwebens muß die Bedingung erfüllt werden

$$G = W_y = \zeta_A \cdot \frac{\gamma}{g}\, F v^2; \quad v = \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{1}{\zeta_A \frac{\gamma}{g}}} \qquad \text{(VII)}$$

Aus Gleichung (VII) ermittelt man die zum Schweben nötige Fluggeschwindigkeit.

In unserem Falle ist

$$v = \sqrt{\frac{480}{60} \cdot \frac{8}{0{,}153}} \sim 20{,}5\ \text{m/sec.}$$

5. Es ist das Ausmaß einer mit $v = 20$ m/sec im Horizontalfluge befindlichen ebenen Fläche zu bestimmen, deren Konstruktionsgewicht von 200 kg bei 7^0 Einfallswinkel getragen werden soll.

Aus

$$G = W_y = \zeta_A \cdot \frac{\gamma}{g}\, F v^2$$

folgt

$$F = \frac{G}{\zeta_A \cdot \frac{\gamma}{g} v^2} = \frac{200}{0{,}215 \frac{1}{8} \cdot 20^2} \sim 19\ m^2.$$

8. Einheitsbelastung.

Die Gleichung (VII) lehrt, daß die Geschwindigkeit der Fläche mit der Quadratwurzel aus $\frac{G}{F}$, der spezifischen oder Einheitsbelastung p der Tragfläche (für 1 m^2) wächst, daß also einer vierfachen Belastung der Fläche eine doppelte Geschwindigkeit für den Horizontalflug entsprechen muß; bei kleinerem Einfallswinkel nimmt die Geschwindigkeit wegen des kleineren Wertes von ζ_A zu und umgekehrt, stellt sich die Fläche bei zunehmender Geschwindigkeit unter einem kleineren Einfallswinkel ein. Beim Aufstieg ist die Neigung eine größere, weil die Geschwindigkeit wegen der Bodenreibung geringer ist.

Mit großen Geschwindigkeiten lassen sich verhältnismäßig große Belastungen bei kleinem Einfallswinkel überwinden.

Die Gleichung (VII) drückt somit die für die Flugmaschine bedeutsame Tatsache aus, daß eine Erhöhung der Geschwindigkeit eine Steigerung der Nutzlast (G) zur Folge hat; die Steigerung der Nutzlast durch Vergrößerung schwächer belasteter Tragflächen F zu erzielen, ist praktisch kaum zu erreichen, weil man bald zu einer Grenze

gelangt, bei der die durch Vergrößerung der Tragflächen gewonnene Tragkraft durch das vergrößerte Eigengewicht aufgehoben wird. Eine Erhöhung der Geschwindigkeit steigert hingegen die Tragfähigkeit der Tragflügel; denn diese wächst mit dem Quadrate der Geschwindigkeit in weit höherem Maße, als die durch stärkere Konstruktion bedingte Vergrößerung des Eigengewichtes der Maschine beträgt.

Gebräuchliche Werte von p sind: 8, 10, 15, 20, 25 und 35 kg/m².

Im übrigen sei hier noch bemerkt, daß das Anfahren und Landen bei den mit großem Einheitsgewicht belasteten Flächen sich schwieriger gestaltet, ja an einer gewissen Grenze unmöglich gemacht wird.

Beim Gebrauche ven profilierten Flächen werden die Werte von v wesentlich kleiner, wie später gezeigt werden soll.

Die kleineren Werte von p haben für 2 übereinandergestellte miteinander verbundene Flächen, wie sie bei den Flugmaschinen, die wir als Zwei- oder Doppeldecker ansprechen (Biplane), Verwendung finden, während die höheren Werte von p bei Eindeckern (Monoplanen) vorkommen; letztere haben daher auch eine größere Fluggeschwindigkeit notwendig. Bei den modernen Konstruktionen ist die Neigung nach Anwendung eines hohen p unverkennbar.

C. Einiges aus der Aerodynamik.

1. Stromlinie und Stromlinienkörper.

Die Erscheinungen, die sich dem Forscher beim Studium der bewegten Luft darbieten, sind außerordentlich verwickelt, und auf dem Wege der Rechnung allein lassen sich die hier auftretenden Strömungsvorgänge nicht verfolgen; alle diesbezüglichen Arbeiten haben fehlgeschlagen, und nur an der Hand von sorgfältig ausgeführten Versuchen im aerodynamischen Laboratorium lassen sich Resultate gewinnen, die das Wesen der Luftströmung um ein Hindernis herum genau der Wirklichkeit angepaßt wiedergeben und richtige Schlußfolgerungen zulassen.

Macht man bestimmte Voraussetzungen, wie die einer unendlich langen ebenen Platte oder einer solchen von kreisbogenförmigem Profil und reibungsloser Flüssigkeit, so läßt sich die geometrische Gestalt der Bahn der Luftteilchen — **Stromlinien** genannt —, ihre Geschwindigkeit im Verlaufe der Strömung rechnerisch festlegen; in solchen Fällen gelingt es, eine Dynamik der Stromlinien aufzustellen.

Geht man auf die Kräfteverhältnisse bei der Luftströmung über und unterdrückt dabei die Eigenschaft der Zähigkeit oder inneren Reibung der Luft, so kommt man zu dem der Wirklichkeit widersprechenden Schlusse, daß eine ideale, reibungslose Luft, die in stetiger Strömung um ein Hindernis begriffen ist, an dem Körper keinerlei Widerstand

hervorruft, wie Lagrange und Euler durch ihre hydrodynamische Theorie nachgewiesen haben. Jeder Körper ist in solcher idealen Luft ein Stromlinienkörper, d. h. es bedarf zur Erhaltung seines Strömungszustandes keinerlei Aufwand an Energie, indem die dem Körper einmal mitgeteilte Energie dauernd erhalten bleibt; die Strömung ist dann eine stationäre, die Stromlinien nehmen hinter dem Hindernis denselben ungestörten Verlauf wie vor dem Körper, die Strömung nimmt weder Energien in sich auf, noch wird schließlich eine solche auf den Körper übertragen.

Körper mit stetigem Übergange in der Oberflächenbegrenzung, ähnlich der Fischform, geben auch in wirklichen mit innerer Reibung

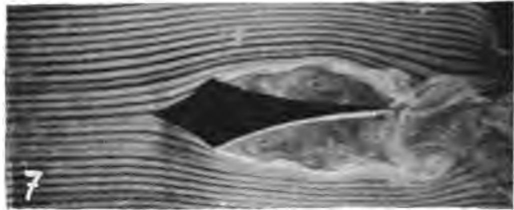


Abb. 13a.

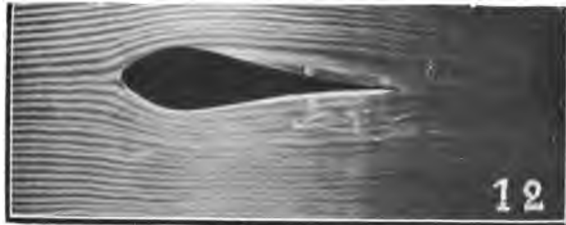


Abb. 13b.

behafteten Flüssigkeiten Stromliniengestalt ab, d. h. sie benötigen einen Mindestaufwand an Arbeit zur Erhaltung der sie umgebenden Strömung, denn sie besitzen geringsten Formwiderstand. Das Verhältnis ihrer Länge zum größten Durchmesser muß, abhängig von der Zähigkeit der Flüssigkeit, ein bestimmtes sein; für Luft muß wegen der größeren kinematischen Reibungsziffer dieses Verhältnis kleiner sein als beim Wasser, was auch die Natur im gedrungeneren Bau der Vögel und in der an die Bewegung im Wasser gebundenen schlankeren Fischform zeigt.

In Abb. 13a ist ein Strömungsbild um einen Körper aufgenommen, der keine Stromliniengestalt besitzt; die hinter dem größten Quer-

schnitt auftretenden langgezogenen Wirbel mit den Ablösungsstellen an den scharfen Übergängen der Oberflächenbegrenzung sind deutlich wahrnehmbar, zum Unterschiede von Strömungsbild Abb. 13b, das zum Ausdrucke bringt, wie die Stromlinien hinten zur Vereinigung kommen, so daß nur geringe Unruhe im Kiel zu beobachten ist.

2. Die historische Entwicklung der Forschung.

In aller Kürze sollen nachstehend die von den verschiedensten Forschern im Laufe der Entwicklungsgeschichte der Aerodynamik angewandten Methoden gekennzeichnet werden.

Newton macht bei seinen theoretischen Untersuchungen von dem hypothetischen Mittel Gebrauch, welches die Luft durch eine unendlich große Zahl unendlich kleiner, voneinander unabhängig im Raume gleichmäßig verteilter materiellen Teilchen ersetzt, die wie Geschosse gegen den plattenförmigen Körper auftreffen und nach dem Gesetze vom unelastischen Stoß ihre Geschwindigkeit einbüßen und damit ihre kinesische Energie verlieren; die Tatsache, daß die Luft nach rückwärts gelangen muß, beschäftigt ihn nicht weiter, für ihn ist nur das Verhalten der Luft vor der Platte von Interesse; die auf Grund seiner Anschauung gewonnenen Gesetze beruhen auf der Annahme einer Unstetigkeit des Luftmediums. Abb. 14 zeigt die geradlinig und im gleichen Abstande verlaufend gedachten Stromlinien nach der Newtonschen Anschauung.

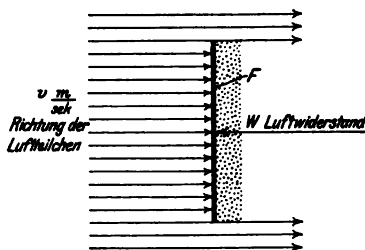


Abb. 14.

In neuerer Zeit brach sich immer mehr die Erkenntnis Bahn, daß nur der Versuch imstande ist, Klarheit in dieses Dunkel der hier herrschenden Gesetze zu bringen; Dines und Langley finden wir mit Rundlaufapparaten beschäftigt, an deren weit ausladendem horizontalen Arme die Versuchsfläche angebracht ist, die durch fallende Gewichte oder auf motorischem Wege in kreisende Bewegung versetzt werden. Die hervorgerufenen Widerstände werden durch Meßapparate bestimmt. Lilienthal, dessen Verdienste um die Entwicklung der jungen Wissenschaft außerordentliche sind, bediente sich gleichfalls des mit fallenden Gewichten betriebenen Rundlaufes, und damit erklären sich auch die seinen unermüdlich und sorgfältig ausgeführten Versuchen anhaftenden Mängel, deren Ursache in den das wirkliche Ergebnis trübenden Begleiterscheinungen des Rundlaufes zu suchen sind. Als Fehlerquelle sind u. a. anzusehen: der „Mitwind“, die längs des Armes nicht konstante Luft-

geschwindigkeit, sowie der Umstand, daß der Versuchskörper sich in seiner „Kielluft" bewegt.

Vor allem gebührt Lilienthal das Verdienst, auf das Übergewicht der gewölbten Fläche, auf ihre Vorzüge gegenüber der ebenen Fläche in aerodynamischer Hinsicht hingewiesen und sie praktisch erprobt zu haben; es muß das besonders betont werden, weil einzelne Schriftsteller sich nicht scheuen, ausschließlich dem Engländer Phillips das Verdienst zuzuschreiben, die gewölbte Fläche eingeführt zu haben.

Die von den genannten Forschern gewonnenen Anschauungen bilden ein wertvolles Fundament zu dem schwierigen Baue der Aerodynamik, dessen endgültige Vollendung späteren Tagen vorbehalten bleiben wird.

Von Loessl schloß aus seinen Versuchen am Rundlauf durch eine theoretisch anfechtbare Überlegung auf das Vorhandensein eines kegelförmig gebildeten Stauhügels vor der Platte, dessen Öffnungswinkel 90° bei der normal gestellten Platte beträgt und bei Drachenstellung verschiedene Gestalt, abhängig vom Neigungswinkel, annimmt.

Die Strömung um eine Platte wird hier mit einem Lufthügel toter Luft auf der Vorderseite und mit scharfen Knicken im Stromlinienverlauf dargestellt. Auch bei dieser Anschauung vermißt man jede Berücksichtigung des Verhaltens der Luftfäden auf der Rückseite der Platte, indem v. Lössl unmittelbar hinter der Platte plötzlich wieder eine ungestörte Verteilung der Stromlinien annimmt.

Auch die von Helmholtz in die theoretische Betrachtung eingeführte „unstetige Strömung", der Kirchhoff und Lord Rayleigh eingehende rechnerische Behandlung gewidmet haben, konnte kein Ergebnis zeitigen, das mit den praktischen Versuchswerten in Einklang zu bringen war. Diese Forscher nahmen hinter der Platte einen von „toter Luft" erfüllten Raum an, der sich bis ins Unendliche erstreckte und oben und unten von Flächen begrenzt zu denken ist, die von der oberen und unteren Kante der Platte ausgehen und die lebendige Strömung von der „Tot- oder Kielluft" trennen. Die gedachten Trennungsflächen werden Unstetigkeits- oder Diskontinuitätsflächen genannt. An diesen Stellen findet ein Sprung in der Veränderung der Geschwindigkeit, eine Unstetigkeit statt. Es ist den Stromlinien die Möglichkeit genommen, sich hinter der Platte zu schließen wegen des sich unbegrenzt hinziehenden Kielraumes, der mit ruhender Luft von überall gleichem Drucke angefüllt gedacht wird, während der Druck im Strömungsgebiet sich stetig ändert. Diese Theorie fußt auf der Annahme, daß die Strömung keinerlei Verschiebung ihrer Gleichgewichtslage erfährt, eine Voraussetzung, die mit der hinter dem Körper stets beobachteten Saugwirkung im Widerspruche steht.

Nach neueren Messungen macht ja letztere gerade den ausschlaggebenden Teil des Widerstandes aus, so daß die mangelhafte Übereinstimmung der nach dieser Theorie abgeleiteten Widerstandsgesetze mit den praktischen Ergebnissen nicht wunder zu nehmen braucht.

Lanchester hat den Helmholtzschen Begriff von der Unstetigkeitsfläche weiter ausgebildet, darauf hingewiesen, daß der Verlauf der Strömung von dem Maß an Zähigkeit der Flüssigkeit abhängt, und die Unstetigkeitsfläche als eine Dreh- oder Wirbelbewegung enthaltende Schichte anzusehen ist.

Prof. Kutta geht in seiner Theorie von der Strömung um eine zylindrisch gewölbte Platte aus, die parallel oder schief zur Sehne vom Luftstrome getroffen wird; die allgemeinste Strömung setzt Prof. Kutta aus der gegebenen Strömung in der Bewegungsrichtung Abb. 15 in Richtung v und einer darüber gelagerten Zirkulationsströmung in Richtung 1, 2 um die Platte von der Spannweite l herum zusammen.

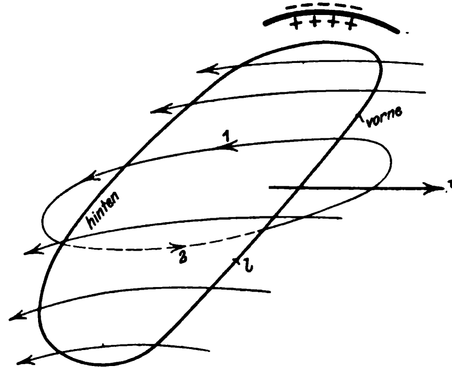


Abb. 15.

Die erstere würde in der wirbelfreien Flüssigkeit bekanntlich den Widerstand Null ergeben; nach dem Satze von Prof. Joukowsky ergibt jedoch eine der fortschreitenden Bewegung überlagerte Zirkulation eine Kraft mit einer Komponente (W_y), die senkrecht zur Strömungsrichtung steht.

Auf der Einfallsseite werden mit bestimmtem Kraftantrieb die Luftteilchen nach oben geschleudert, auf der Austrittsseite Teilchen mit gleichem Antrieb nach unten abgelenkt, was eine nach oben gerichtete Reaktion zur Folge hat; durch Addition beider Kraftwirkungen ergibt sich ein nach oben senkrecht zur Strömung gerichteter Widerstand, der bei zweckmäßiger Gestaltung der Platte zur Hebewirkung an dem geradlinig fortschreitenden Körper herangezogen wird. Die Luftreibung ist hier nicht berücksichtigt, auch die in der Theorie gemachte Annahme einer unendlich großen Anströmgeschwindigkeit läßt keine vollkommene Übereinstimmung von Theorie und Praxis erreichen.

Praktisch wird die Entstehung der Unstetigkeit, d. h. die unendlich große Geschwindigkeit an der Eintrittskante, durch eine Verdickung, wie sie ein jeder Vogelflügel besitzt, umgangen. Bis zu 15° Einfallswinkel hat Prof. Kutta eine brauchbare Übereinstimmung der Hebekomponente

W_y mit den durch Versuche um etwa 10—20 % kleiner ermittelten Werten gefunden. Der Grund dafür, daß der theoretisch bestimmte Auftrieb sich größer ergibt, ist darin zu suchen, daß die Theorie die Wirbel in der Nähe der Fläche unberücksichtigt läßt, während ihr wirkliches Vorkommen W_y schwächen muß.

Die Hebewirkung an solchen gewölbten Flächen kann mittels des Kuttaschen Strömungsbildes wie folgt erklärt werden.

Auf der oberen Plattenseite, dem Rücken, besitzen die ankommenden Luftfäden eine Relativgeschwindigkeit, die sich zu der Geschwindigkeit der kreisenden Stromfäden wegen der gleichen Richtung addiert; dort (Abb. 15) sind große Geschwindigkeiten vorhanden, also ein großer Betrag von kinetischer oder Bewegungsenergie in der abströmenden Luftmasse aufgespeichert, so daß infolge der Unveränderlichkeit des Gesamternergiebetrages die potentielle Energie, die Druckwirkung, hier geringer wird; es entsteht am Rücken der Tragfläche ein Unterdruck oder eine Saugwirkung (—). An der Innenseite hingegen haben gegebene und die durch Unterteilung des Luftraumes auftretende kreisende Strömung entgegengesetzt gerichtete Geschwindigkeiten; die resultierende Geschwindigkeit wird gleich der Differenz beider werden, die Drücke werden wegen der abnehmenden Bewegungsenergie größer, es entsteht ein Überdruck (+). Das Resultat ist ein Gesamtüberdruck nach oben senkrecht zur Bewegungsrichtung, der nach dem Gesetze der Arbeit auch keinerlei Arbeitsaufwand bedarf, da die Kraft in jedem Augenblicke senkrecht zur Verschiebung steht.

Die um die Platte verlaufenden rotierenden Strömungen bilden in ihrer Gesamtheit einen Wirbel, dessen Achse längs der Breite 1 der Platte verläuft, und dessen Erstreckung in seiner bogenförmigen Verlängerung bis zur Erdoberfläche gedacht werden kann. Das Schweben der Platte findet dann seine Erklärung in dem Getragenwerden ihres Gewichtes von dem Wirbel, zu dessen Neuentstehung in wirklicher Flüssigkeit fortwährend ein Arbeitsaufwand erforderlich wird.

3. Die Messung des Strömungsdruckes.

In jeder strömenden Flüssigkeit hat man zewierlei Druckgrößen zu unterscheiden. Man spricht vom statischen Druck, wenn man jene Pressung meint, mit der zwei unmittelbar in der Grenzschicht nebeneinander liegende Flüssigkeitsteilchen zusammengedrückt werden. Davon zu unterscheiden ist der dynamische Druck, dessen Wesen sich aus der Anwendung des Energiesatzes ergibt, der die Unveränderlichkeit der Gesamtenergie ausspricht, die in einer Volumseinheit eines Gases, das sich im stationären, reibungslosen Strömungszustande längs einer Stromlinie befindet, vorhanden ist. Tritt in dem Beharrungs-

zustand der Flüssigkeit z. B. durch ein Hindernis eine Änderung ein, und sind p und p_1 die Drücke an 2 verschiedenen Stellen der Stromlinie, an denen die Geschwindigkeiten v und v_1 sein mögen, so ist nach dem vorstehend angeführten Energiesatz unter Voraussetzung einer unveränderlichen Luftdichte γ

$$p + \gamma \frac{v^2}{2g} = p_1 + \gamma \frac{{v_1}^2}{2g} \qquad (1)$$

Der erste Summand einer jeden Seite mißt den Betrag an potentieller, der 2. Summand den an kinetischer Energie.

Diese Beziehung (1) gibt weiter

$$p - p_1 = \gamma \frac{({v_1}^2 - v^2)}{2g} \qquad (2)$$

Durch ein in die Strömung gestelltes Hindernis werden durch Stauung der Luftmasse vor dem Hindernisse die Drücke p und p_1 und damit die Geschwindigkeiten geändert; letztere wird sogar an den Stellen, an denen die Teilung des Luftstromes für das Umfließen des Hindernisses vor sich geht, auf Null sinken, so daß sich mit $v_1 = 0$ aus Gleichung (2) ergibt:

$$p_1 = p + \gamma \frac{v^2}{2g} \qquad (3)$$

p_1 stellt den durch Stau vor dem Hindernis auftretenden Gesamtdruck vor, der sich aus dem Betrage an statischem Drucke p und dem an dynamischem Druck $\gamma \frac{v^2}{2g}$ zusammensetzt; der dynamische Druck zeigt somit die Drucksteigerung an, die beim Strömen um ein Hindernis auftritt.

Diese Beziehung gestattet die Geschwindigkeit des Luftstromes zu messen, indem man als Hindernis ein Pitotrohr verwendet. Dieses besteht im wesentlichen aus einem zentral durchbohrten Stromlinienkörper, mit Hohlwandung versehen, der auch seitlich angebohrt ist, und dessen Mündung bei der Messung der Strömung entgegengerichtet wird. Der Staudruck p_1 pflanzt sich durch die Rohrmündung fort und wird durch Manometerablesung bestimmt, während der statische Druck p durch die seitliche Bohrung des Pitotrohres an einem 2. Manometer abgelesen wird. Die Differenz beider Ablesungen gibt den dynamischen Druck oder die Geschwindigkeitshöhe $\gamma \frac{v^2}{2g}$, aus der nach erfolgter Eichung des Instrumentes die Geschwindigkeit gerechnet werden kann.

4. Verlauf der Stromlinien.

Im wirbelfreien Felde ist das durch die Bewegungsrichtung der Luftteilchen gegebene Stromliniensystem durch parallele Geraden vom gleichen Abstande dargestellt. Eine wirbelfreie stetige Strömung in der Nähe einer gewölbten Platte, die längs der zur Bewegungsrichtung der Luftfäden senkrechten Plattenlänge angeblasen wird, zeigt Abb. 22. Der konvexe Rücken ist das Gebiet des Unterdruckes,

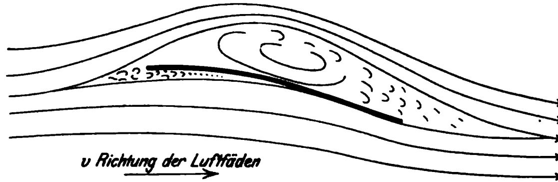


Abb. 16.

unterhalb der konkaven Innenfläche herrscht Überdruck. Der Parallelismus der Stromlinien geht in der Umgebung der Platten verloren, um erst weiter hinter der Platte von neuem zu erscheinen.

Anders stellt sich der Stromlinienverlauf in zäher, also in wirbeldurchsetzter Flüssigkeit dar.

Für eine gewölbte Platte mit dem Einfallswinkel $\alpha = 0$ nimmt der Druck auf dem durch die Profildicke verengten Rücken ab, weil dort bis zur Mitte eine Querschnittsverengung und damit eine Geschwindigkeits- bzw. Energiesteigerung verbunden ist; auf der Innenseite tritt bis zur Mitte eine Querschnittserweiterung auf, die Geschwindigkeit nimmt ab, und der Druck wächst, so daß eine Ablösung der Stromlinien auf dem Rücken zwischen Mitte und Hinterkante und unten zwischen Vorderkante und Mitte zu erwarten sein wird; ähnliche Verhältnisse werden sich bei kleinem Einfallswinkel mit verschobener Ablösungsstelle einstellen; in Abb. 16 ist ein solches Strömungsbild gezeichnet, und sind auch die Ablösungsstellen mit den Wirbelzöpfen gemäß unserer Betrachtung wahrzunehmen. Zu der Darstellung sei noch bemerkt, daß der Stromlinienverlauf qualitativ nach dem Gesetz von der Erhaltung der Energie beurteilt werden kann. An jeder Stelle ist der Gesamtbetrag an potentieller und kinetischer Energie derselbe, an Stellen höheren Druckes, z. B. am Rücken gegen die hintere Hälfte zu und auf der Innenseite vorne gehen die Stromlinien auseinander, weil hier die Geschwindigkeit kleiner wird, und umgekehrt nähren sich die Strombahnen im Bereiche höherer Geschwindigkeiten.

An Krümmungsstellen der Stromlinien treten Zentrifugalkräfte auf, denen als Gegenwirkung die auf die benachbarten Teilchen ausge-

übten Zentripetalkräfte entsprechen; ihre Druckwirkungen rufen eine Verminderung der Geschwindigkeit hervor; der Stromlinienabstand erfährt in Richtung des Krümmungshalbmessers eine Vergrößerung.

Der Beweis für die Richtigkeit dieser Anschauung kann aus dem in der Hydrodynamik allgemein gültigen Stetigkeitsgesetz gefolgert werden, das besagt, daß die in der Sekunde durch alle Querschnitte hindurchtretende Luftmasse die gleiche sein muß.

Für zwei Querschnitte, deren Werte F_1 und F_2 seien, wären die Geschwindigkeiten v_1 und v_2, die Dichten der Luft γ_1 und γ_2, dann ist

$$F_1 \cdot v_1 \cdot \gamma_1 = F_2 \cdot v_2 \cdot \gamma_2,$$

und da bei den in der Flugtechnik gebräuchlichen Geschwindigkeiten die Unzusammendrückbarkeit der Luft Voraussetzung ist, so wird $\gamma_1 = \gamma_2$ und

$$\frac{F_1}{F_2} = \frac{v_2}{v_1}$$

sein.

Diese Beziehung sagt aus, daß die Durchflußquerschnitte den Geschwindigkeiten verkehrt proportional sind; bei größer werdenden Geschwindigkeiten werden die Strombahnen sich zur Erzeugung eines kleineren Durchflußquerschnittes nähern müssen.

Durch diese Anschauung wird zum ersten Male ein klarer Einblick in das Verhalten der Luftfäden auf beiden Seiten der Platte gestattet und wir lernen die überaus wichtige Erkenntnis, daß der Luftwiderstand bedingt ist durch das ganz verschiedene dynamische Verhalten der Luftströmung auf Vorder- und Rückenseite bzw. auf Vorder- und Hinterseite der Platte oder am Vorder- und Achterende des Stromlinienkörpers; es ist mithin ein schwerer Irrtum, zu glauben, daß nur die Unterseite der Tragfläche für deren Wirkung in Frage kommt. Diese Anschauung, die durch Versuche Prof. Rateaus an Tragflächenprofilen erhärtet worden ist, zeitigt das für die Praxis wichtige Ergebnis, daß bei der Herstellung der Tragflächenbespannung und Versteifung insbesondere dem Rücken die größte Sorgfalt zuzuwenden ist, weil hier infolge der größeren Geschwindigkeiten auf glattes, hindernisloses Abfließen zur Vermeidung erheblicher Energieverluste geachtet werden muß. Der Austrittskante des Profils, der Ausbildung einer nachgiebigen Abzugsfläche durch elastische Rippenenden, hat man sein Augenmerk zuzuwenden.

Curtis hatte ursprünglich an seiner Curtis-Herringmaschine an der Überdrucksseite quer über die Tragflächen laufende Versteifungsrippen angebracht, die seiner Ansicht nach wenig schädlichen Widerstand wegen der hier herrschenden kleineren Luftgeschwindigkeit be-

deuten; Blériot hat bei seiner Eindeckertype, die im Wettfluge über Ostfrankreich den Sieg errungen hat, die Innenseite der Tragfläche fast eben, den Rücken sorgfältig konkav gestaltet; auch das Profil des Antoinette-Flugzeugs zeigt auf der Saugseite einen stärker gekrümmten symmetrischen Parabelbogen als die Innenseite.

Ein deutliches Bild aller dieser geschilderten Vorgänge geben die im Wasser von Prof. Ahlborn, in Luft von Prof. Wellner und Riabu-

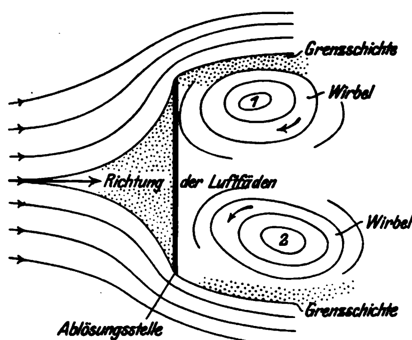


Abb. 17a.

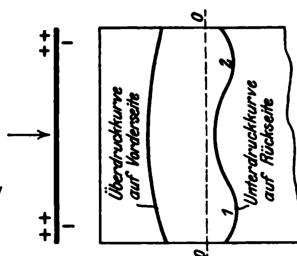


Abb. 17b.

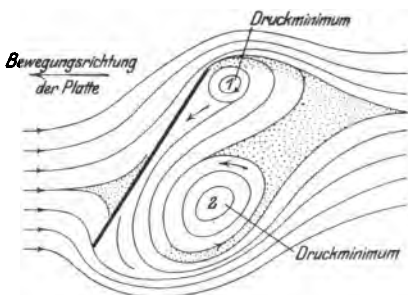


Abb. 18a.

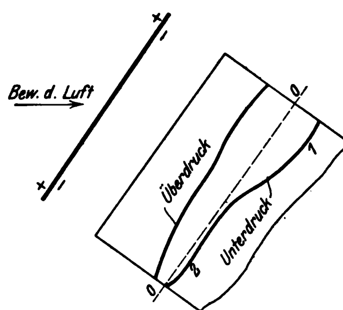


Abb. 18b.

schinsky aufgenommenen prächtigen Strömungsbilder, deren Verlauf das Wesen des Luftwiderstandes, den Einfluß der Geschwindigkeit auf die Luftbewegung, die Abhängigkeit des Stromlinienverlaufes vom Neigungswinkel der Fläche hell beleuchten.

Abb. 17a gibt eine nach Ahlborns Methode erhaltene Aufnahme (Bärlappsamen auf Wasser gestreut) für eine senkrechte und Abb. 18a für eine geneigte Platte zeichnerisch wieder.

Vor der Platte entsteht ein kleiner von Wirbeln ausgefüllter Staukegel, um den herum die Stromlinien weit ausbiegend verlaufen, um sich

in größerer Entfernung im Rücken zu schließen. Der Raum, der hinten von der lebendigen Strömung umgeben wird, ist von einem kräftigen



Abb. 19.

Wirbelring durchzogen, dessen Entstehung deutlich von 2 Mittelpunkten aus (1 und 2) verfolgt werden kann; diese Wirbel haben pulsatorischen Charakter, verschwinden und entstehen neu, woraus sich auch der schwankende Wert des Luftwiderstandes erklärt; das Entrinnen der von der Strömung mitgerissenen Wirbel bedingt den Energieverlust. Abb. 19 zeigt die von Prof. Riabuschinsky in Luft aufgenommenen Strömungslinien um eine senkrecht angeordnete Platte herum und beweist damit auf das unzweifelhafteste die ähnlich verlaufenden Vorgänge in Wasser und Luft. Auch hier sind ähnlich der Abb. 17 a hinter der Platte die Wirbelzentren und die Unruhe im Kiel-

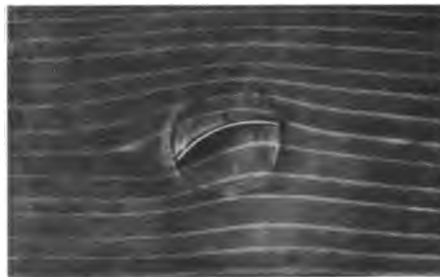


Abb. 20 a.

wasser wahrzunehmen. Die dunklen Stellen sind mit Wirbelschichten durchsetzt.

Von Prof. Wellner rührt Abb. 20 a her, die für eine in Drachenstellung gestellte Lilienthalsche Fläche erhalten wurde, indem er mit



Abb. 20 b.

Rauchfäden den Verlauf der Stromlinien sichtbar gemacht und sie photographiert hat.

In ähnlicher Weise hat Prof. Riabuschinsky unter Verwendung von Bärlappsamen die um kreisförmig gewölbte Platten verlaufende Strömung festgehalten. Abb. 20 b läßt die Ablösungsstelle an der Vorder- und Hinterkante deutlich erkennen und zeigt den in das Kielwasser hineinragenden Wirbelzopf, der vom Rücken der Hinterkante ausgeht.

5. Allgemeines aus der Wirbeltheorie.

Je größere Geschwindigkeitsunterschiede zwischen den benachbarten Luftfäden vorkommen, desto größer sind die durch die Zähigkeit bedingten Strömungswiderstände. Solange der Geschwindigkeitsunterschied unendlich klein ist, der Übergang stetig ist, wird die Strömung wirbelfrei sein, solange treten Drehungen von Flüssigkeitsteilchen nicht auf, weil die zur Strömung tangential gerichteten Druckkomponenten fehlen. Jeder Wirbel besteht immer aus derselben Flüssig-

keitsmasse, aus der er zu Anfang hervorgegangen ist; er wird bald als „Wirbelring“ bei in sich geschlossenem Verlauf, bald als „Wirbelzopf“, bei länglicher bis an die Grenzen sich erstreckender Bildung bezeichnet.

In jüngster Zeit hat unsere Anschauung über die Eigenschaft der Wirbel wertvolle Bereicherung erfahren.

Bei Untersuchung der Vorgänge in einer Flüssigkeit mit sehr kleiner Reibung in der Nähe der umströmten Körper weist Prof. Prandtl darauf hin, daß die unterste Schichte der über die Platte wegstreichenden Luft infolge Zähigkeit an der Plattenoberfläche haftet; der Übergang von dieser ruhenden Schichte zur „Kuttaschen Zirkulationsströmung“ um die Fläche herum geschieht in einer äußerst dünnen Grenzschichte. Findet an irgendeiner Stelle in der Strömung eine Drucksteigerung statt, so muß sich nach dem Energiesatz die kinetische Energie der Luftteilchen im Gebiete des höheren Druckes vermindern; weil die Teilchen in der Grenzschichte infolge Reibung stark verzögert werden, tritt hier durch Anstauung der Luftmasse Druckerhöhung ein. Die Grenzschichte wird durch Reibung in rotierende Bewegung versetzt, am Plattenrand findet ein Losreißen der Stromlinien, eine „Ablösung“ der Flüssigkeit statt, die nach ihrem Anwachsen den Plattenrand verläßt, um hinter die Platte fortzuschreiten.

Die Entstehung des Wirbels ist demnach nach unserer heutigen Anschauung so aufzufassen, daß eine gegen die lebendige Strömung durch Hemmung ihrer Bewegung infolge Oberflächenreibung zurückbleibende Flüssigkeitsschichte sich an der Kante des plattenförmigen Hindernisses ablöst und in rotierende Bewegung versetzt wird.

Durch diese Ablösung der Stromfäden von der Platte wird der Raum hinter der Ablösungsstelle mit Wirbeln erfüllt, die unter Umständen sogar als „Vorstrom“ gegen die Platte nach vorne rücken können, in jedem Falle aber das Strömungsbild auch vor der Platte beeinflussen. An scharfen Übergängen, an Kanten und Vorsprüngen tritt die Ablösung ein, deshalb wird die Wirbelbildung dort demgemäß heftiger.

Das Strömungsbild um die Tragfläche eines Flugzeugs ist durch 3 Hauptwirbel gekennzeichnet, von denen der mittlere Wirbel gemäß der Kuttaschen Strömung in der Zirkulation um die Tragdecke besteht, und aus 2 seitlichen symmetrisch liegenden Wirbeln, deren Mittel um die Spannweite des Tragdecks abstehen. Diese beiden Seitenwirbel machen einen absteigenden Luftstrom hinter der Tragfläche aus, für den nach dem Gesetz von Wirkung und Gegenwirkung das Produkt aus Abwärtsbeschleunigung und beeinflußter Masse gleich der von der Tragdecke erzeugten Hebekomponente sein muß.

Diese Seitenwirbel beeinflussen mit ihren Ausläufern auch noch das hintenliegende Höhensteuer durch eine abwärtswirkende Kraft, die durch eine gewisse Aufdrehung überwunden werden muß.

Einen lehrreichen Einblick in die Zustandsänderungen der Wirbelringe vermittelt die von Dr. v. Kármán aufgestellte Wirbeltheorie, die auf der Annahme aufgebaut ist, daß die Reibung an allen Stellen der Flüssigkeit bis auf die in unmittelbarer Nähe der Körperoberfläche vernachlässigt wird; dann wird das Strömungsbild einer idealen reibungslosen Flüssigkeit als Grenzzustand einer zähen Flüssigkeit aufgefaßt. Es wird durch mathematische Schlußfolgerungen gezeigt, daß solche Wirbelfäden sich im allgemeinen im labilen Gleichgewichtszustande befinden, indem Stärke und Gestalt der Wirbelknoten sich verändern und dabei die sich in das Unendliche hinter der Platte erstreckende Wirbelstraße in annähernd gleichbleibender Breite ausfüllen. Die Wirbelfäden rufen hinter der Platte wellenartige Strömungen hervor, sie wachsen rasch an, weichen zurück, reißen ab und lösen sich in gewissen Entfernungen auf, um neuen in der Grenzschichte in Bildung begriffenen Wirbeln Platz zu machen.

Dr. v. Kármán und von Rubach finden nur bei einer einzigen Anordnung der Wirbelknoten mit entgegengesetztem Drehsinn einen stabilen

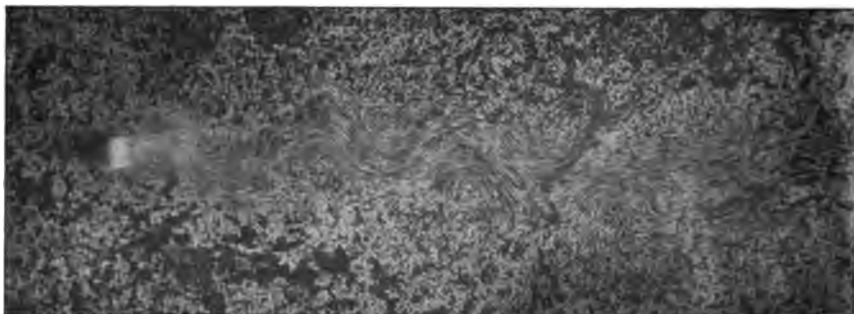


Abb. 21a.

Gleichgewichtszustand hinter einer unendlich langen Platte, und zwar dann, wenn die Wirbel in zwei parallelen Reihen gegeneinander im Zick-Zack um die halbe Teilung versetzt sind und das Verhältnis

$$\frac{\text{senkrechter Reihenabstand h der Wirbel}}{\text{Teilung oder Entfernung l der Wirbelmitten}} = 0{,}28$$

ist. Die aus diesen theoretischen Erwägungen auf die Größe des vom Hindernis erzeugten Luftwiderstandes gezogenen Schlüsse zeitigen ein mit den praktischen Beobachtungen befriedigendes Ergebnis.

In Abb. 21a ist eine solche von Dr. v. Kármán und von Rubach aufgenommene Wirbelstraße zu sehen; sie bezieht sich auf einen Kreiszylinder, der in einem Wasserkanal, dessen Boden als bewegliche Wand ausgebildet und durch Rollen fortbewegt wurde, angeordnet ist. Mittels

Bärlappsamen, der in das Wasser eingestreut ist, wird das Strömungsbild sichtbar gemacht und photographisch festgehalten. Das gleiche Bild erhält man für eine senkrechte Platte, die im ruhenden Wasser fortgezogen wird. Man sieht, wie ein Teil der Stromlinien um die Wirbelmitten herumgeht, ein anderer Teil zwischen den Wirbeln verläuft. Die Versetzung der Wirbelknoten um die halbe Teilung längs der beiden Reihen ist deutlich wahrnehmbar; ihre Entstehung ist so zu erklären, daß die Wirbelfäden an beiden Seiten des Körpers infolge einer gewissen Störung, wie sie durch die früher ausgesprochene Anschauung von Prof. Prandtl begründet erscheint, sich abwechselnd mit einem zeitlichen Unterschied vom Körper loslösen, so daß eine periodisch schwingende Bewegung im Wirbelschwanz entsteht. Auch v. d. Borne hat ähnliche Erscheinungen in der Luft festgestellt.

Die Versetzung der abwechselnd nach links und rechts drehenden Wirbelknoten kann als Beweis für das ziemlich gleichmäßige Fortschreiten der Wirbel im Sinne der Körperbewegung angesehen werden, hingegen



Abb. 21b.

erscheint der senkrechte Abstand der beiden Wirbelreihen stark veränderlich, was auf starke Störungen durch Transversalschwingungen der Wirbelknoten, also senkrecht zur Fortbewegungsrichtung des Körpers zurückzuführen ist. Angriffspunkt, Richtung und Größe der hydrodynamischen Kraft ändern sich in der Periode der Wirbelfolge. Von einem raschen Schluß der Stromlinien hinter dem Körper, wie er bei stetiger Strömung Voraussetzung ist, ist nichts zu merken, das Erlöschen der Wirbel geschieht vielmehr erst in großer Entfernung hinter dem Körper.

In welcher Weise die Anordnung der Wirbelknoten in der Wirbelstraße vom Neigungswinkel der Platte abhängt, lehrt ein Blick auf Abb. 21b; hier zeigen sich abermals die schon in Abb. 18a gezeichneten ungleich starken Wirbelzentren hinter der Platte, die Versetzung

der Wirbelknoten selbst geschieht unsymmetrisch in der Wirbelstraße. Die Aufnahme rührt von Rubach-Göttingen her, der sie dem Verfasser in liebenswürdigem Entgegenkommen zum Zwecke der Veröffentlichung überließ.

Die von der Strömung mitgerissenen Wirbel machen diese unruhig, turbulent. Die Stromlinien folgen nicht mehr der Oberfläche des Hindernisses, wie früher erörtert wurde, sie lösen sich ab und bilden eine Wirbelstraße, die ihren Zusammenschluß nach hinten hindert. Hier ist das Bereich erhöhter Geschwindigkeit oder verminderten Druckes, der Druckausgleich wie bei wirbelfreier Flüssigkeit findet nicht statt; es ergeben sich aus der Verschiedenheit der Drücke vorne und hinten senkrecht zur Körperoberfläche in Richtung der Strömung wirksame Druckkräfte, die den Formwiderstand ausmachen.

D. Kräftespiel an gewölbten Querschnitten.

1. Allgemeine Eigenschaften der gewölbten Platte.

Die wichtigste Eigenart der praktischen Tragdeckenform ist die gesenkte vordere Kante oder die gewölbte Querschnittsform, die heute in der praktischen Flugtechnik seit Lilienthals verdienstvollen Versuchen allgemein üblich ist. Diese Form treffen wir auch in der Natur an, sie ist für die Flügelform der Vögel charakteristisch.

Geht man darauf aus, eine wirbelfreie Tragflächenform zu konstruieren, so erscheint einem als Idealfläche zwanglos eine solche, bei der das Profilement an der Eintrittskante mit der Richtung der Stromlinie zusammenfällt, so daß die Luft ohne Stoß und Wirbelbildung längs der Fläche ihre Druckwirkung auf diese abgebend abfließt, ähnlich wie bei der nach der relativen Bahn des Wasser- oder Dampfweges gekrümmten Laufradschaufel einer Wasser- oder Dampfturbine.

Nun wird jedoch die Luft bei ihrer Bewegung aus ihrer Richtung lange vor Erreichung des Hindernisses aufsteigend abgelenkt; bei horizontaler Lage des Eintrittselementes wird daher keineswegs stoßfreier Eintritt vorhanden sein, sondern der aufsteigende Strom wird den Rand nicht mehr anschmiegend treffen, und Wirbelbildung an der Vorderkante wird die unausbleibliche Folge sein; ähnliche Verhältnisse treten an der Hinterkante auf. Die photographische Aufnahme von Riabuschinsky in Abb. 20b bringt die Wirbelstellen an der vorderen und hinteren Unstetigkeitsfläche deutlich zur Anschauung.

In einer wirbelfreien Strömung (Abb. 22) müßte die Stromlinie mit der Tangente an das Anfangselement zusammenfallen; auch an der Hinterkante geschieht das Abströmen in Richtung des Endelementes;

falls die Strömung stetig ist, würde dann die Hebekomponente Null sein. Verminderung der Hebekraft wird man vermeiden, wenn man dem vorderen Rand einen Überhang gibt, jedoch darauf achtet, diesen nicht zu groß zu nehmen, um nicht Wirbelbildung durch Ablösung an der Unterseite hervorzurufen.



Abb. 22.

Ganz wirbelfreie Strömung läßt sich aber auch dann nicht erreichen, wie das Bild von Riabuschinsky, an einer solchen gewölbten Platte aufgenommen, zeigt und eine ziemlich ausgedehnte Wirbelzone hinter der Platte erkennen läßt. Der Grund liegt wohl darin, daß die beiden Strömungen selbst bei gleicher Geschwindigkeit verschiedene Richtung haben und beim Zusammentreffen Unstetigkeit der Bewegung hervorrufen, die Anlaß zur Wirbelbildung gibt.

Die Dicke s des Profils hat nach Lilienthal einen untergeordneten Einfluß auf den Bewegungswiderstand, solange $\frac{s}{b} < \frac{1}{25}$ gewählt wird; nach Rateau ändert sich die Differenz zwischen Ablenkungs- und Einfallswinkel der Luftfäden proportional mit der relativen Dicke $\frac{s}{b}$.

Prof. Ahlborn hat durch besondere Flächengestaltung, indem er der Versuchsplatte eine nierenförmige oder mondsichelartige Begrenzung gab, die dem Samen der javanischen Pflanze Zanonia angepaßt war, eine fast wirbelfreie Strömung im Wasser nachgewiesen, und ohne Zweifel ist durch diesen Versuch ihre hervorragende, für die praktische Anwendung als Tragflügel sehr geeignete Eigenschaft dargetan; wir werden dieser Fläche beim Etrichflugzeug begegnen.

2. Praktische Formgebung des Tragflügelquerschnittes.

Vorstehend wurde betont, daß in der Flugtechnik ausschließlich der gewölbten Tragfläche der Vorzug gegeben wird. Der Querschnitt in Richtung der Flugachse ist dabei mannigfach gestaltet. Vorne eine stumpfe, elliptisch gestaltete Abrundung, die vom hydrodynamischen Gesichtspunkte aus günstiger wirkt als eine scharfe Eintrittskante, mit allmählich flacher werdendem Verlauf nach der Austrittskante zu, ist die Regel; der Winkel δ_e der Eintrittstangente ist immer größer als der Winkel δ_a der Austrittstangente mit der Sehne (Abb. 23).

Zur genauen Kennzeichnung und eindeutigen Bestimmung des Profils gehört eine große Zahl von Maßzahlen, von denen einige in

Abb. 23 eingetragen sind, oder es muß der geometrische Verlauf der Begrenzungskurven durch eine analytische Gleichung festgelegt sein; kreisbogenähnliche, parabelförmige Profile, auch solche mit Wendepunkt oder Doppelkrümmung sind die Regel. Unter Anstellwinkel

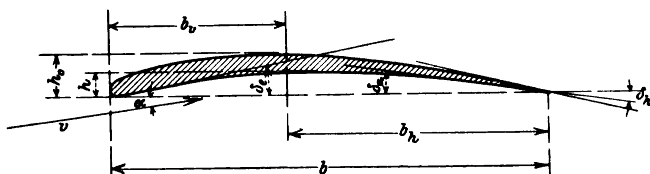


Abb. 23.

der gewölbten Fläche wird in der Folge die Neigung der Sehnenebene gegen die Bewegungsrichtung (Stromrichtung der Luftfäden) zu verstehen sein. Bei der Ausführung der Tragflächen finden wir vor allem das Wölbungsverhältnis w verschieden, d. i. das Verhältnis $\frac{\text{Pfeilhöhe f}}{\text{Flügeltiefe b}}$.

In Abb. 23a—d sind Lilienthals Profile abgebildet. Abb. d stellt den Grundriß der Versuchsflächen vor. Bei 15^0 Neigung

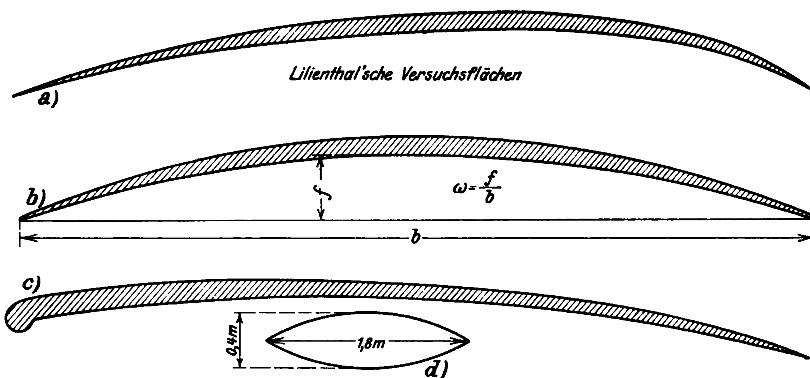


Abb. 23a—d.

hat Lilienthal bei seiner Versuchsfläche $\frac{b}{l} = \frac{13{,}3 \text{ cm}}{60 \text{ cm}}$ und $\frac{1}{12}$ Wölbungsverhältnis den besten Gütegrad ε ermittelt; es möge die Hebekraft W_y einer ebenen Fläche 28 % von W betragen, dann fand L. bei gewölbter, gleich großer Fläche den Wert W_y auf 68 % erhöht, wobei der Rücktrieb W_x nur eine Steigerung von 12 % auf 14 % erfuhr; bei fast $2\frac{1}{2}$ facher Vermehrung der Hebekomponente

nur ein kaum nennenswerter Zuwachs von 2 % an Bewegungswiderstand; das bewies auf das unzweifelhafteste die große Überlegenheit der gewölbten Fläche, da man bei einer bestimmten, für die Bewegung der Fläche aufzuwendenden Vortriebskraft in unserem Beispiel fast das $2\frac{1}{2}$fache Gewicht schwebend zu erhalten vermag! Zu bemerken ist, daß L. die Widerstandsversuche an gewölbten Flächen im natürlichen Wind erprobte.

Nur das Experiment ist geeignet, die für jede Konstruktion geeignete Formgebung des Tragdeckprofils festzulegen; in neuester Zeit lassen die Konstrukteure die Tragflächen im verkleinerten Maßstab in den aerodynamischen Laboratorien, z. B. in dem von Ing. Eiffel - Paris, auf ihren Gütegrad nachprüfen, ein Verfahren, welches sicherlich der Flugtechnik förderlich ist und den Erfinder vor der Anwendung mancher Fehlkonstruktion bewahrt.

Auf möglichst elastische Biegsamkeit des auslaufenden Endes vom Profil haben viele Konstrukteure besonderen Wert aus dem früher

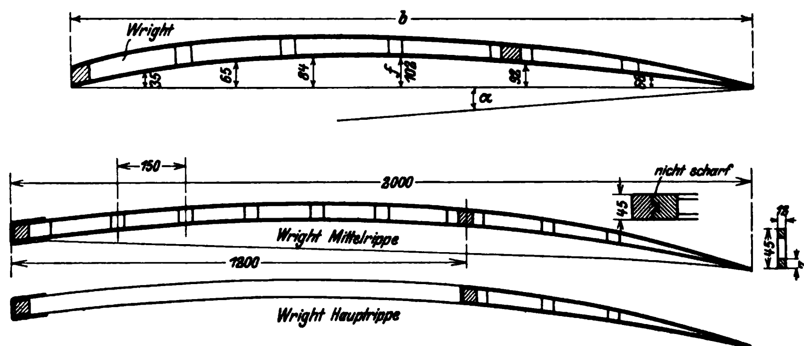


Abb. 24a—c.

angegebenen Grunde eines wirbelfreien Abfließens der Luft gelegt; auch bietet die federnde Beschaffenheit des hinteren Teils Schutz gegen die in freier Luft unvermeidlichen Änderungen der Druckreaktion; bei Änderung von Größe und Richtung des Windes erhält der Hinterrand veränderlichen Druck, der ein Drehmoment um die Querachse zur Folge hat; das federnde Ende wirkt hier ähnlich dem Gefieder des Vogelflügels als Regulator, indem es die vom Winde übertragene Energie auf elastische Formänderung des Hinterrandes verbraucht und unwirksam macht.

In den Abb. 24a—24c sind verschiedene Wrightsche parabolisch unsymmetrisch verlaufende Profile samt der zugehörigen Tragrippe mit $w = \frac{1}{19}$ abgebildet. Levavasseur verwendete bei der Flugmaschine

„Antoinette“ (Abb. 25) symmetrisch liegende Parabeln für Innen- und Außenprofilierung, erstere mit $w = \frac{1}{30}$, letztere wesentlich stärker

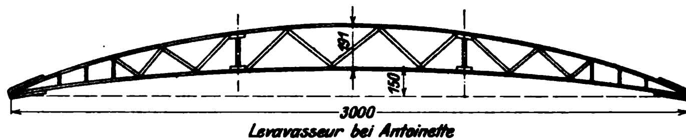
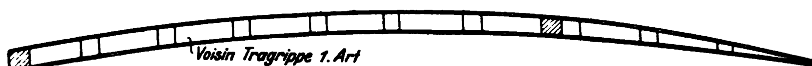


Abb. 25.



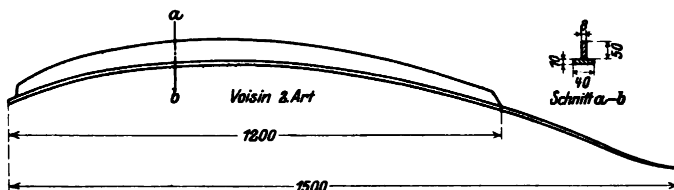
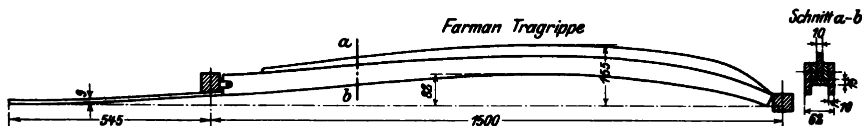


Abb. 26 a, b.



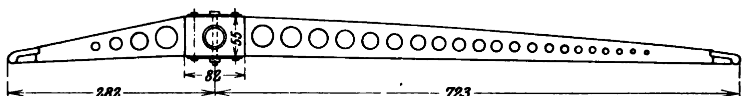




Abb. 27 a, b.

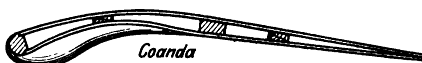


Abb. 28.

gekrümmt mit $w \doteq \frac{1}{10}$. Esnault Pelterie nimmt $= \frac{1}{30}$ bis $\frac{1}{35}$, Voisin $\frac{1}{20}$ (Abb. 26a—b), Farman (Abb. 27a) hat parabolische Wölbung von ungefähr gleichem w wie Voisin angewendet. Abb. 27b stellt eine Tragrippe des Farmanschen Höhensteuers dar.

Von Interesse sind noch die Profile nach Coanda (Abb. 28), Morane-Saulnier (Abb. 29), Train (Abb. 30), Deperdussin (Abb. 31),

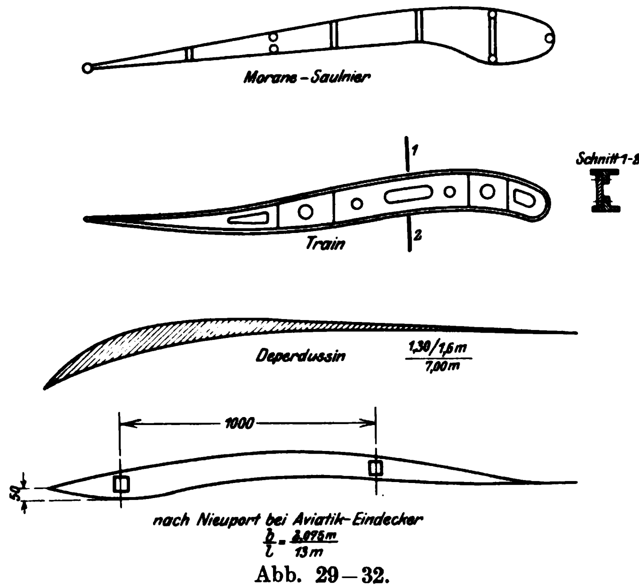


Abb. 29—32.

Nieuport (Abb. 32), wie sie bei den Flugzeugen zu sehen waren, die der Verfasser im Pariser Salon 1911 zu besichtigen Gelegenheit hatte. Beim Trainschen Profil ist die von Eiffel in ihren Eigenschaften untersuchte doppelt gekrümmte Fläche (Abb. 41), mit Wendepunkt im hinteren Teile, zugrunde gelegt. Theoretisches Interesse verdient noch das in Abb. 33 aufgenommene Profil nach Goupil, das mit der Verdickung an der Eintrittskante in Nachahmung des Vogelflügels entstanden ist.



Abb. 33.

3. Größe des Luftwiderstandes bei gewölbten Platten.

Den Verhältnissen der profilierten Flächen trägt man am einfachsten Rechnung, wenn man die aus sorgfältig ausgeführten Versuchsreihen gefundenen Werte der hier geltenden Widerstandsziffern ζ_A und ζ_W der Durchrechnung für eine gestellte Aufgabe zugrunde legt.

Gleichung (IV) hat jetzt für gewölbte Flächen zur Errechnung der Hebe- und Rücktriebkomponente dieselbe Bedeutung wie für ebene Flächen.

Welche geringe Änderung hier die Widerstandsziffern ζ_A, ζ_W mit wachsender Geschwindigkeit erfahren, zeigt Abb. 34, die im Moskauer Laboratorium an einem Blériotmodell ($\alpha = 0$) gewonnen wurde. Auf der Ordinatenachse $\zeta_A \frac{\gamma}{g}$ bezw. $\zeta_W \frac{\gamma}{g}$, auf der Abszissenachse die veränderlichen Geschwindigkeiten v = 12 m/sec bis 20 m/sec abgetragen.

In Abb. 7 sind die von **Riabuschinsky** und von **O. Föppl** gefundenen Werte in den Kurven I′ und I″, für ζ_A und in II′ und II″ für ζ_W zusammengetragen.

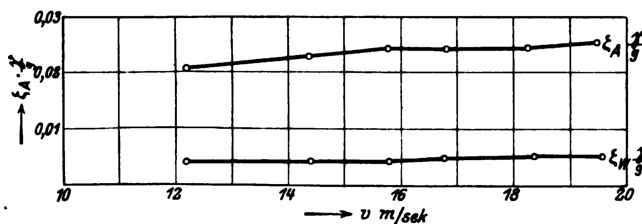


Abb. 34.

Dieser Darstellung, die die Abhängigkeit der ζ_A- und ζ_W-Werte vom Anstellwinkel α zeigt, lassen sich folgende wichtige Tatsachen entnehmen:

1. Die Abhängigkeit der Luftwiderstandskomponenten bzw. der Werte für ζ_W und ζ_A von der Neigung der Fläche.

2. Die Ordinaten $\zeta_W \frac{\gamma}{g}$ und $\zeta_A \frac{\gamma}{g}$ geben unmittelbar den Wert der Komponenten für eine 1 m² große Tragfläche, die mit 1 m/sec Geschwindigkeit fortbewegt wird.

3. Bei I, I′, I″ erhalten wir parabolisch verlaufende ζ_W-Kurven, deren Ordinaten fast gleich sind; d. h. der **Flügelwiderstand der gekrümmten Tragdecken ist fast gleich dem der ebenen**; nur bei **stark** gewölbten Flächen wächst der Bewegungswiderstand wesentlich.

4. Für die horizontale Fortbewegung $\alpha = 0$ ist bereits ein Widerstand vorhanden, der von der Materialdicke der Platte abhängt.

5. Bei II, II′ und II″ verlaufen die ζ_A-Kurven bis fast 12° geradlinig, die **Hebekomponente** W_y **ist dem Einfallswinkel proportional.** Während für die ebene Fläche in II für $\alpha = 0$ der Wert für $\zeta_A < 0{,}02$ bei **Riabuschinsky** sich ergibt (Göttinger Versuchsanstalt $\zeta_A = 0$ für $\alpha = 0$), wird bei II′ der gekrümmten Fläche $\zeta_A = 0{,}09$ für $\alpha = 0$.

Darin liegt der wesentliche Unterschied der beiden Flächen begründet. Bei der **gekrümmten Fläche entsteht selbst dann**

noch ein wesentlicher Auftrieb, wenn die Sehne horizontal liegt. Das erklärt den beobachteten Schwebezustand mancher Drachenflieger selbst bei horizontaler Lage der Tragflächen.

6. Der Wert $\varepsilon = \frac{W_y}{W_x}$, den wir als maßgebend für die Beurteilung der Güte eine Tragfläche erkannt haben.

Die Ordinaten ε der Kurve III′ gegenüber denen in Kurve III zeigen die Überlegenheit der gekrümmten Fläche über die ebene.

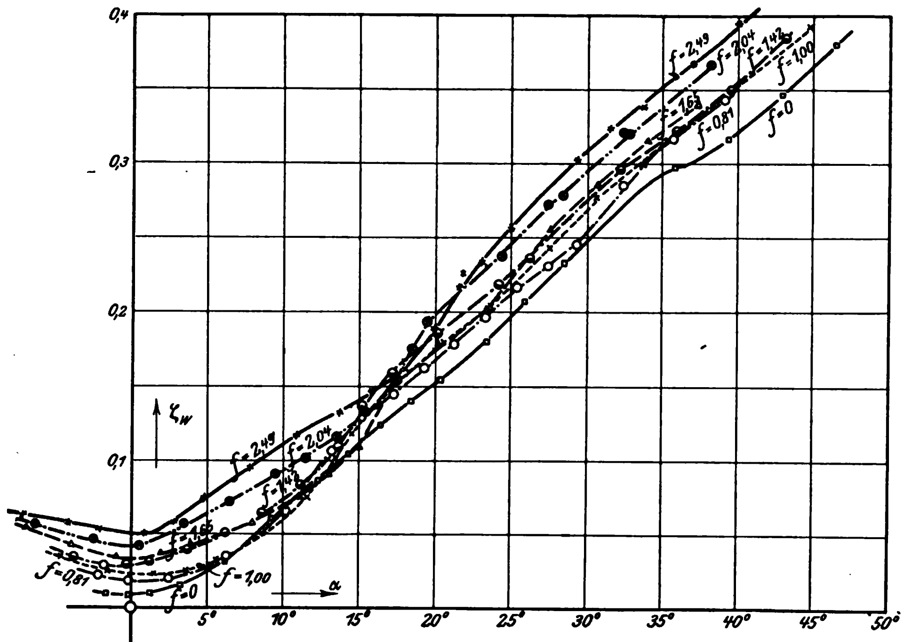
Bei sehr kleinen und großen Einfallswinkeln ist ε klein; bei 5^0 für die ebene und etwa $4^0\,30'$ für die konkave Fläche ergibt sich das günstigste Verhältnis aus der Abbildung. Bei starker Wölbung wird ε wieder kleiner.

In der Praxis wählt man $\alpha = 2^0 - 5^0$ und höher bis 7^0, weil die Hebekomponente ohne wesentliche Vergrößerung von W_x stärker wird.

Abb. 35a und 35b zeigen nach Untersuchungen von O. Föppl die Abhängigkeit der Werte ζ_A und ζ_W von der Wölbung.

Man entnimmt der Darstellung, daß die Widerstandsziffer ζ_W mit wachsendem Anstellwinkel α größer wird und größer bleibt; die Widerstandsziffer für den Auftrieb ζ_A verhält sich hingegen innerhalb der kleinen Anstellwinkel bis etwa 6^0 anders als im Bereiche der größeren Neigungen. Im ersten Falle entspricht nicht der größten Wölbung mit der größten Pfeilhöhe f der höchste Wert von ζ_A, vielmehr tritt dieser Höchstwert für einen Mittelwert $f = 1{,}42$ auf, entsprechend dem Werte $w = \frac{1}{14}$, der dem Lilienthalschen Verhältnis $\frac{1}{12}$ sehr nahe kommt.

Besondere Übersichtlichkeit des Zusammenhanges der verschiedenen in Betracht kommenden Größen liefert das Polarkoordinaten-Diagramm (Abb. 36), von dem ein Punkt P wie folgt erhalten wird. Man sucht für eine bestimmte Neigung, z. B. für $a = 10^0$, den Wert ζ_W und trägt diesen in einem bestimmten Maßstab auf der Horizontalen durch 0 ab — in Abb. 36 ist in der Eiffelschen Kurve z. B. $\zeta_W = 0{,}0947$ gemacht worden —, errichtet im Endpunkt von ζ_W eine Senkrechte und trägt im gleichen Maßstabe den durch den Versuch ermittelten Wert ζ_A (in der Abb. $\zeta_A = 0{,}569$), um so einen Punkt P der Polarkurve zu erhalten. In Abb. 36 sind für die dort angegebenen Versuchsflächen, die ungefähr gleiche Verhältnisse zeigen, die Kurven nach Lilienthal, Eiffel und Riabuschinsky aufgezeichnet; auffallend sind die durchwegs hohen Werte von Lilienthal, die von ihm an den Versuchsflächen im natürlichen Winde gefunden wurden unter Benutzung eines am Rundlauf geeichten hohen Wertes für ζ, der für die Windgeschwindigkeit zu niedrige Werte angab.



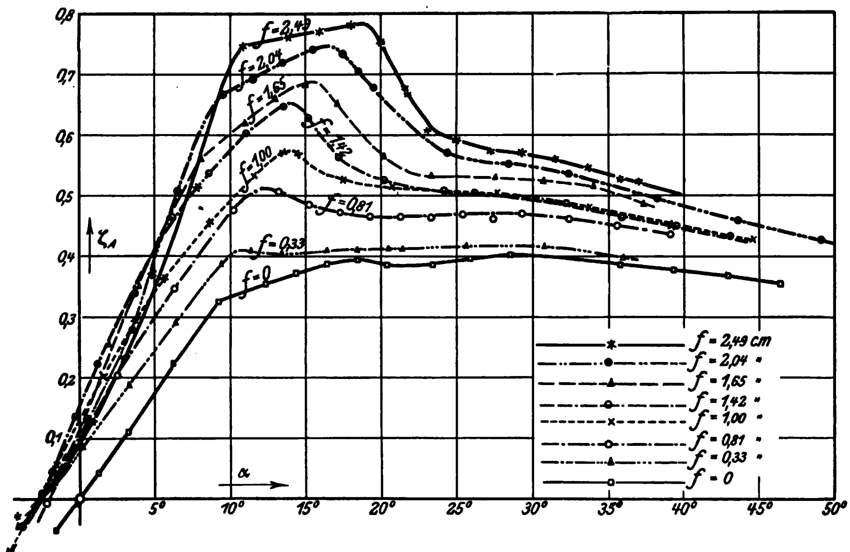


Abb. 35 a, b.
Platten von verschiedener Wölbung b = 20 cm, l = 80 cm.

Legt man an die Polarkurven Tangenten vom Ursprung aus, so zeigen die Berührungspunkte jenen Anstellwinkel α an, für welchen die Platte bei relativ kleinstem Rücktrieb die größte Hebekraft ergibt. Um die im Laboratorium an Versuchsplatten gefundenen Werte von ζ_A und ζ_W in guter Übereinstimmung

Abb. 36.

mit der Wirklichkeit auf die Verhältnisse an Tragflächen natürlicher Größe anwenden zu können, ist es erfahrungsgemäß vorteilhaft, diese Werte etwa um 10 % zu vergrößern, also die Werte

$$1{,}1\,\zeta_A \text{ bzw. } 1{,}1\,\zeta_W$$

in die Rechnung einzuführen.

4. Richtung des resultierenden Luftwiderstandes.

Es ist früher darauf bereits hingewiesen worden, daß nur bei wirbelfreier Strömung, also für reibungslose Flüssigkeit der Druck senkrecht zur Sehnenebene gerichtet ist; wird die Luftreibung berücksichtigt, so schließt der resultierende Luftwiderstand einen gewissen Winkel ρ ein, dessen Abhängigkeit vom Neigungswinkel α der Platte in Abb. 37 z. B. nach den Versuchen von Rateau und Riabuschinsky für Neigungen $\alpha = 0^0$ bis $\alpha = 6^0$ sich als positiv darstellt,

d. h. der Luftwiderstand **fällt hinter die Normale nach rückwärts**, während er sich für größere Neigungen als 0° der Normalen nähert, um bei mehr als 6° vor die Normale gegen die Flugrichtung hin zu fallen, bis bei 18° wieder die Lage der Sehnennormale erreicht ist. Ähnliche Beobachtungen haben auch Lilienthal, Wellner, Ferber und andere

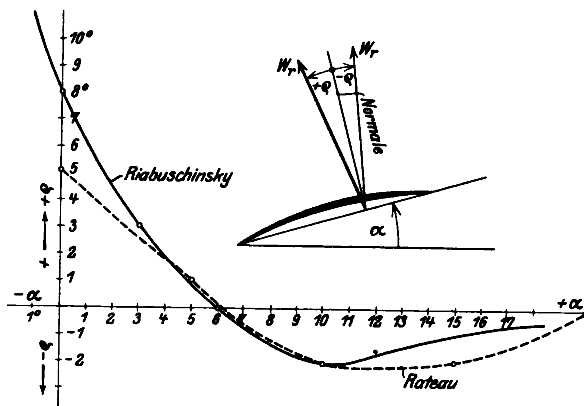


Abb. 37.

gemacht; letzterer errechnete aus photographischen Aufnahmen der Flugbahn seines Gleitflugmodells mit $w = \frac{1}{15}$ eine Neigung von 1° 15′ nach vorne. Die Erklärung für diese merkwürdige Tatsache dürfte darin zu suchen sein, daß neben dem der Bewegung entgegengesetzt wirkenden Reibungswiderstande eine weitere Kraft auftritt, die bei bestimmten Neigungen die verzögernde Wirkung der Reibung aufhebt. Diese Kraft, in der Flugrichtung wirksam, ist von der Profildicke abhängig und ist als das Resultat einer vorne am Plattenrande bei gewissen Neigungen erzeugten Luftleere anzusehen, die den Unterdruck auf den hinteren Rand überwiegt, so daß noch ein resultierender Druck von hinten nach vorne zustande kommt, der die Reibung überwindet.

Aus dem Polardiagramm lassen sich für alle Neigungen die Winkel des resultierenden Luftwiderstandes mit der Sehnennormalen sofort ablesen.

5. Angriffspunkt des resultierenden Luftwiderstandes.

Das Avanzinische Gesetz von der Wanderung des Druckmittelpunktes gilt auch hier mit einiger Änderung; die Lage des Druckmittelpunktes spielt für die Erhaltung der Gleichgewichtslage in der Luft eine große Rolle; seine Entfernung vom Schwerpunkte

kann etwas geringer angenommen werden wie bei ebenen Flächen, gemäß den Versuchen von Eiffel und O. Föppl im Göttinger Laboratorium. Nach Wrigths Anschauung, die neuerdings durch Versuche verschiedener Experimentatoren Bestätigung gefunden hat, findet bei abnehmendem Winkel an gewölbten Flächen bei den in der Flugtechnik gebräuchlichen Einfallswinkeln im Gegensatze zu ebenen Flächen eine starke Rückwanderung des Druckmittelpunktes gegen die Austrittskante statt, wenn eine gewisse Grenzlage überschritten ist. In Abb. 9 ist dies in der Eiffelschen Kurve (2) und in Abb. 38 aus den Föpplschen Kurven deutlich zu erkennen. Der Druckmittelpunkt schreitet von der Stellung 90° an gemessen anfangs langsam vor, im Bereiche der kleinen Neigungen

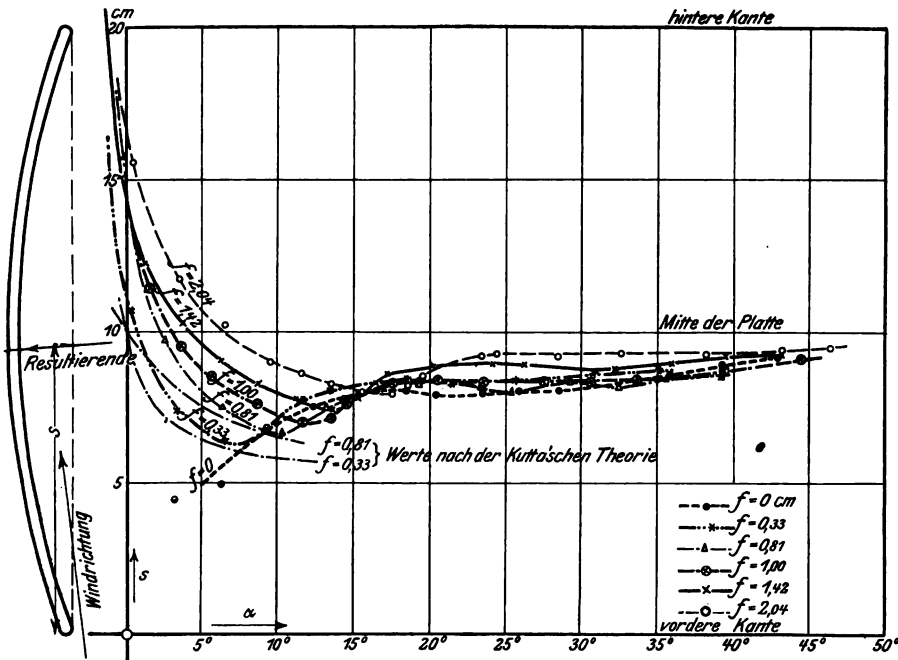


Abb. 38.

ist die Vorrückung gegen die Vorderkante rascher, für das Verhältnis $\frac{b}{l} < 1$ sind die Verschiebungen geringer als für das Verhältnis $\frac{b}{l} \geqq 1$; innerhalb des Wertes $\frac{b}{l} < 1$ macht die Verschiebung, aus den Eiffelschen Kurven herausgelesen, umso weniger aus, je mehr dieses Verhältnis sich von der Einheit entfernt.

Außerdem hängt die Wanderung des Druckmittelpunktes von der Wahl des Wölbungsverhältnisses ab, wie eingehende Versuche von Dr.-Ing. O. Föppl gezeigt haben, deren Ergebnisse in Abb. 38 vorzuführen durch besonders liebenswürdiges Entgegenkommen des Experimentators möglich geworden ist. Die Versuchsflächen zeigen die Grundrißmaße 20 · 80 cm. Als Abszissen sind die Anstellwinkel, als Ordinaten die Entfernung s von der vorderen Kante abgetragen.

Der Druckmittelpunkt ist für $\alpha = 0^0$ weit gegen die Vorderkante gerückt und nähert sich mit wachsender Neigung rasch der Mitte; je kleiner das Wölbungsverhältnis bzw. die Pfeilhöhe f ist, desto schneller fällt die Ordinate $s = b - e$ — nach unserer Bezeichnung die Entfernung von der Vorderkante — ab. Bei 5^0 Neigung z. B. und $w = \frac{1}{20}$ entsprechend der Pfeilhöhe $f = 1$ cm ist die Mitte bereits überschritten, bei 13^0 beginnt hier die Rückwanderung, die nur recht langsam vonstatten geht; bei $w = \frac{1}{10}$ für $f = 2{,}04$ cm ist für 0^0 der Druckmittelpunkt noch näher an der Hinterkante, bei 5^0 ist die Mitte noch nicht erreicht und die Rückwanderung beginnt erst bei etwa 20^0.

6. Einfluß der Grundrißgestaltung auf den Luftwiderstand.

Lilienthal war der erste, der auf die starke Beeinflussung der Auftriebskomponente durch die seitliche Begrenzung der Tragfläche aufmerksam machte. Über diesen Gegenstand wurden in der Göttinger Anstalt Versuche angestellt und gefunden, daß der Gütegrad ε für wenig gewölbte Platten von der Abschrägung unabhängig ist; bei starker Wölbung zeigte sich die seitliche Abrundung etwa wie beim Blériotflügel vorteilhaft.

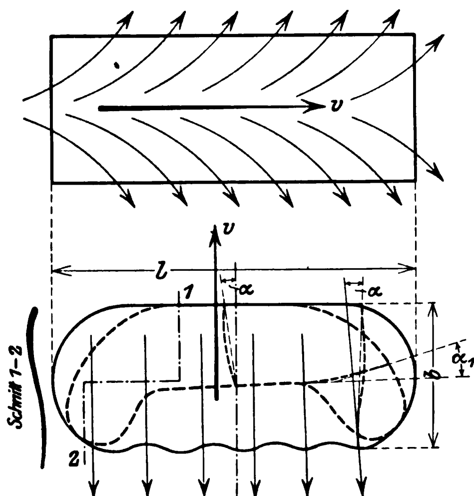


Abb. 39 a, b.

Auch gilt hier, was früher von den ebenen Flächen gesagt wurde, daß Flächen mit der Schmalseite in der Flugrichtung und beiderseitiger allmählicher Verjüngung wie beim Albatrosflügel eine gute

Wirkung erzielen lassen. Die **günstigsten Verhältnisse** $\frac{b}{l}$ sind $\frac{1}{5}$, $\frac{1}{6}$ bis $\frac{1}{8}$; darüber hinaus ergibt die Vergrößerung der Spannweite, senkrecht zur Flugrichtung gemessen, keinen praktischen Nutzen. Eine Erklärung für diese Tatsache ist darin zu suchen, daß beim Fluge nach Abb. 39a die Luftteilchen nicht in der ganzen Länge der Fläche zur Druckwirkung gelangen, da sie zum großen Teile seitlich ohne Druckwirkung abfließen können, während bei der Bewegung nach Abb. 39b der Luft Gelegenheit zum seitlichen Entweichen wegen der großen Breite genommen ist; nur die am Rande eintretenden Stromfäden werden leichter entweichen, aus welchem Grunde eine Verjüngung der Fläche mit Rücksicht auf Gewichtsersparnis ohne Einbuße von Tragkraft empfehlenswert erscheint.

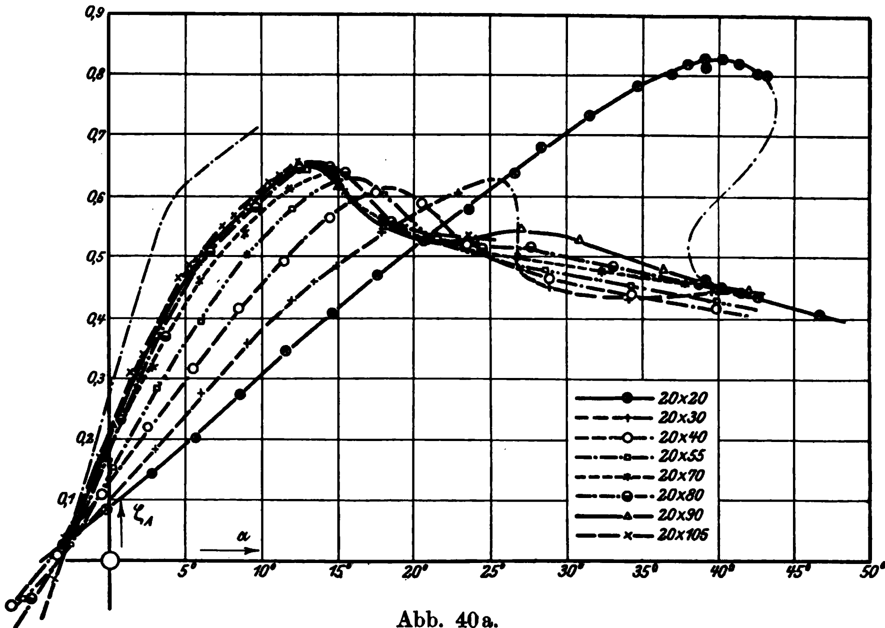


Abb. 40a.

Platten von gleicher Wölbung und verschiedenem Seitenverhältnis $\frac{b}{l}$.

Die Abhängigkeit des Druckmittelpunktes, der Druckkomponenten von dem Verhältnis $\frac{b}{l}$ ist eine durch alle einschlägigen Versuche erkannte wichtige Erscheinung.

Für Platten von **verschiedenem** Seitenverhältnis und **gleicher** Wölbung hat O. **Föppl** die Widerstandsziffern ζ_A und ζ_W bestimmt;

die Ergebnisse sind in Abb. 40a und Abb. 40b zusammengetragen und zeigen, daß für die in der Flugtechnik gebräuchlichen Winkel bis etwa 15° der Wert von ζ_A in Abb. 40a umso größer ist, je kleiner das Verhältnis $\frac{b}{l}$ ist; das starke Wachsen der Ordinaten in Abb. 40a gegenüber den nur sehr wenig ansteigenden Werten der Ordinaten von ζ_W

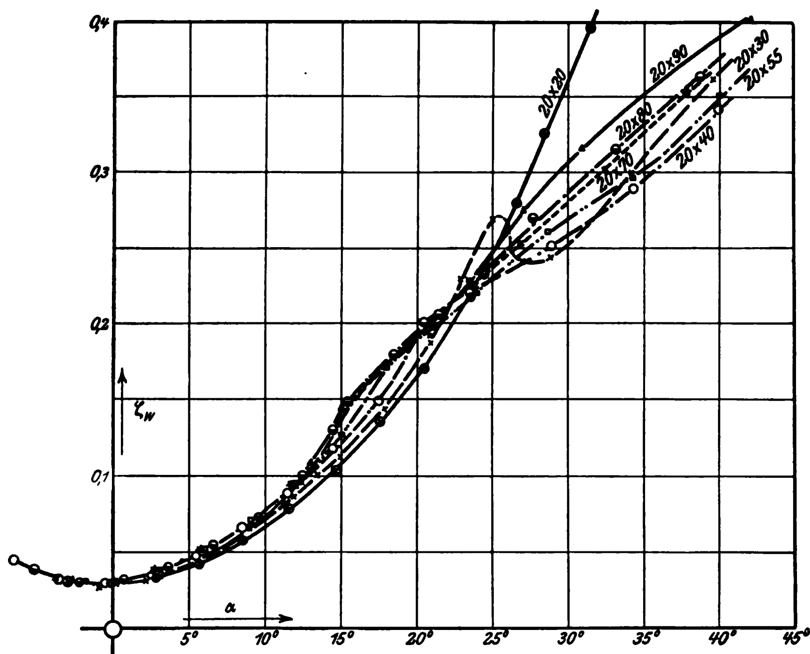


Abb. 40b.

Platten von gleicher Wölbung und verschiedenem Seitenverhältnis $\frac{b}{l}$.

in Abb. 40b bei verschiedenem $\frac{b}{l}$ ist augenscheinlich und für die Praxis von hervorragender Bedeutung, weil dadurch der höhere Gütegrad des Tragdecks mit abnehmendem $\frac{b}{l}$ dargetan ist, und zwar ist hier der absolut günstigste Wert bei $\alpha = 5^0$ und $\frac{b}{l} = \frac{1}{5}$ zu erkennen.

7. Tragflügel mit doppelter Krümmung.

Im Laboratorium von **Eiffel** in Paris wurden zum ersten Male Platten mit einem nach einer doppelt gekrümmten Kurve gestalteten Profil (Abb. 41) untersucht und gefunden, daß sich das Gesetz

von der Proportionalität des Luftwiderstandes mit dem Quadrate der Geschwindigkeit hier nicht bestätigt; bei größer werdender Geschwindigkeit nimmt die Hebekomponente W_y ab; für $\alpha = 9^0$ z. B., geht der Wert $\zeta_A \frac{\gamma}{g}$ von 0,016 auf 0,0075 herunter, wenn die Geschwindigkeit von 5 m/sec auf 18 m/sec vermehrt wird. Bei den in der Flugtechnik gebräuchlichen Geschwindigkeiten wird demnach die Tragkraft solcher Tragflügel geschwächt, während der hinten aufgebogene Rand für Erhaltung der Gleichgewichtslage günstig wirkt. Die ihnen eigentümliche Verschiebung des Druckmittelpunktes folgt innerhalb der kleinen Einfallswinkel dem für einfach gewölbte Flächen gültigen Gesetze.

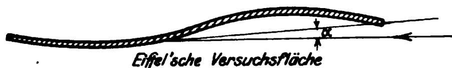


Abb. 41.

In diese Gattung von Profilen ist z. B. neben dem von Nieuport, von Train bei ihren Flugzeugen verwendeten auch das durch Ahlborn untersuchte Profil des Zanoniasamens zu zählen, wie es in Abb. 39b in der gestrichelten Linie im Grundriß und im Schnitt wiedergegeben ist; der Schnitt 1—2 in der Flugrichtung zeigt einen schwach S-förmigen Verlauf, das Profil senkrecht zur Flugrichtung gibt einen nach unten gezogenen flachen konvexen Bogen.

Natürlich nimmt hier wie bei allen seitlich gewölbten Profilen der Einfallswinkel α einen veränderlichen Wert an, so daß hier unter α ein Mittelwert zu verstehen ist.

8. Tragflügel mit veränderlicher Neigung.

In neuerer Zeit wird von manchen Konstrukteuren diesen so gestalteten Tragdecken viel Interesse entgegengebracht; ihr Vorzug besteht in der sehr geringen Verschiebung des Druckmittelpunktes innerhalb weiter Grenzen des veränderlichen Einfallswinkels; zufolge der Verschiedenheit der Profilneigung an verschiedenen Stellen des Flügels wird der Druckmittelpunkt für die einzelnen Streifen bald vor, bald rückwärts wandern, so daß die Lage des resultierenden Druckes im allgemeinen mit der an der ebenen Platte übereinstimmt; dies bedeutet für die Erhaltung des Gleichgewichts einen Vorteil; der Nachteil solcher Flächen liegt in der geringeren Ausnutzung des Luftwiderstandes an einzelnen Stellen mit hohem α, für welche der Gütegrad schlecht wird. Die Formgebung solcher Tragflächen ist, wie in Abb. 42 angegeben, entstanden zu denken. A b′ a′ I′ stelle die Leitlinie eines Zylinders dar, der wie bei der Eiffelschen Platte aus 2 Kreiszylindern mit den Radien 152 mm und 490 mm und der größten Pfeilhöhe 60 mm zusammengesetzt war.

A B C D zeigt den Grundriß des Zylinders, auf dessen Oberfläche die Begrenzung der wirklichen Tragflächenhälfte a b c I gezogen wird, um dann um einen Punkt I der Zylindererzeugenden C D so gedreht zu werden, daß ihre Begrenzung a I mit der Erzeugenden den Winkel δ z. B. 50⁰ einschließt, für δ = 90⁰ erhalten wir die Tragfläche

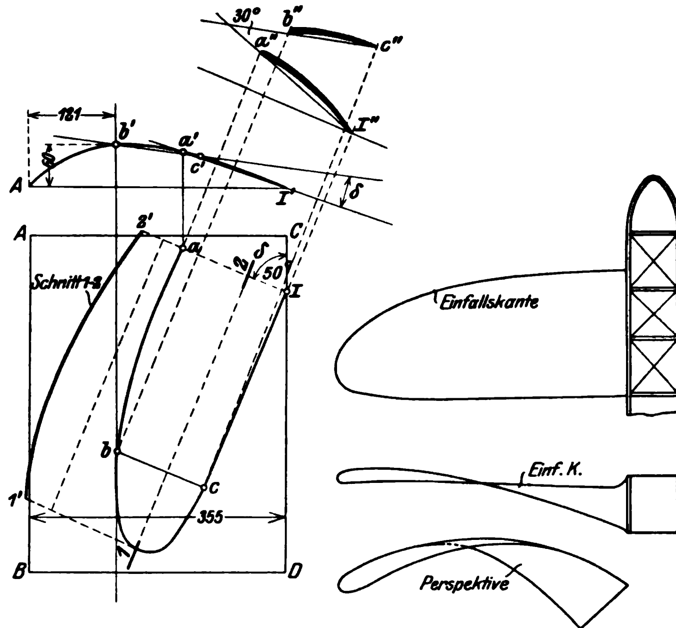


Abb. 42.

mit konstantem Einfallswinkel. Die Querschnitte des Flügels an den Stellen b c, a I sind in a'' I'' bzw. in b'' c'' dargestellt; 1' 2' zeigt den Schnitt an der Stelle 1—2.

Die von Eiffel untersuchte Tragfläche hatte ein ε = 7,3; mit abnehmendem Winkel δ wird ε kleiner. Solche Tragflächen tragen in den äußeren Enden mit negativer Neigung Dämpfungsflächen in sich, die auf Erhaltung des Gleichgewichtes in der Flugrichtung günstig einwirken; die Strombahnen erhalten dort oberhalb eine fast senkrechte Ablenkung von der ursprünglichen Einströmrichtung, während unterhalb der Fläche die Richtung fast unverändert bleibt. Wirbelbildung am Hinterende sind unausbleiblich und erklären die geringere Tragkraft dieser so gestalteten Flächen. Sie dürfen nicht als einfache Tragdecke angesehen werden, vielmehr liegt ihr erhöhter Wert in ihrer Vereinigung mit einer Dämpfungs-

fläche, die sie in sich tragen. Meeressegler wie die Möve zeigen ähnlichen Bau der Flügel; bei diesen Vögeln wirkt die stabilisierende Wirkung des Schwanzes nicht in dem Maße, wie sonst.

9. Die Verteilung des Druckes längs des Flügels.

Mit der Art der Strömung um die Platte steht die Druckverteilung unmittelbar im Zusammenhange. Eine qualitative Bestimmung der Druckverteilung wurde u. a. von Prof. Ahlborn vorgenommen, und in neuerer Zeit geschahen mannigfach manometrische Messungen mittels der Pitotschen Röhre, bei welcher in bekannter Weise durch eine der Strömung entgegenstehende Öffnung die Gesamtenergie aus Druck- und Bewegungsenergie, also der Energiegehalt für die Volumeinheit der Strömung, angezeigt wird, während an seitlichen Ausbohrungen der statische Druck für sich allein gemessen wird; die Differenz wird durch einen mit der Röhre verbundenen Feindruckmesser nach der Beziehung (3) auf Seite 29 mit

$$p_0 = \zeta \gamma \frac{v^2}{2\,g}$$

angegeben. Hier bedeuten:

p_0 = Druckdifferenz an den beiden Seiten des Pitot-Rohres in mm Wassersäule,

ζ = eine durch Eichung zu findende Rohrkonstante, die wegen ungenauer Übertragung des statischen Druckes auftritt,

v = Luftgeschwindigkeit in m/sec,

γ das spezifische Gewicht der Luft in kg/m³ und g die Fallbeschleunigung in m/sec².

a) Ebene Platten. In Abb. 17b ist die zum Strömungsbild um eine senkrechte, quadratische, ebene Platte nach Ahlborn ermittelte Verteilung des Druckes in der Stromrichtung gekennzeichnet.

Auf der Vorderseite ein über die ganze Breitseite fast gleichmäßig verteiltes Maximum (Überdruckkurve, deren Ordinaten von der Nulllinie 0—0 aus nach oben (+) abgetragen sind), auf der Hinterseite 2 Druckminima entsprechend den dort vorhandenen Wirbelzentren (die Ordinaten der Unterdrücke sind von der Null-Linie aus nach unten (—) gezeichnet).

Bei der Drachenfläche geschieht die Druckverteilung, abhängig vom Neigungswinkel, ungleichmäßig; Abb. 18b zeigt eine unter 30° Neigung eingestellte ebene Fläche, und man merkt gemäß dem Strömungsbilde in Abb. 18a, daß das Druckmaximum in der Bewegungsrichtung vorrückt, während auf der Rückseite sich 2 Stellen, 1 u. 2, vom kleinsten Drucke (Unterdruck) ergeben, eine (1) von absolut größerem Werte gegen den oberen Plattenrand zu, während die andere Unterdruckstelle (2) ganz gegen die Hinterkante rückt.

Wird die senkrechte Platte geneigt, so ändert sich die Luftgeschwindigkeit auf der Überdruckseite nur wenig, auf der Rückseite bleibt der Wirbelring fast in gleicher Gestalt erhalten, so daß die Druckunterschiede zwischen vorn und hinten wenig veränderlich sind; dieses Strömungsbild ändert sich vollends beim Erreichen einer kritischen Grenzlage, die im Göttinger Laboratorium zwischen 38° bis 42° gefunden wurde und deren Eigentümlichkeit in einer Auflösung des Rückenwirbels zu suchen ist; die eine Strömung mit 2 Wirbelringen im Rücken gibt beim Übergang von 38° nach 42° große Widerstandswerte von ζ_A und ζ_W, die sich stetig den vorangehenden Werten anschließen; gelangt man hingegen durch Abnehmen des Winkels in den Bereich der kritischen Grenzlage, so schlägt bei 42° die Strömung durch Zerreißen der beiden Wirbel und Erzeugung eines einzigen in eine labile um, der ganze Raum hinter der Platte wird fast von diesem Wirbel durchzogen, wir erhalten kleinere Werte von ζ_W und ζ_A, die auch bei abnehmendem Einfallswinkel bestehen bleiben.

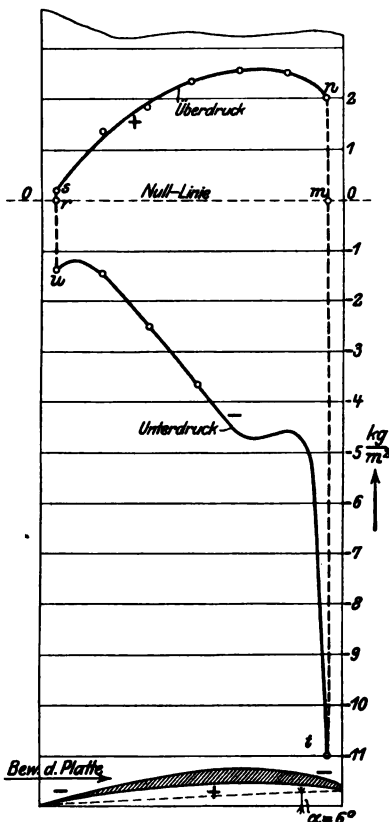


Abb. 43.

Diese merkwürdigen Strömungserscheinungen erklären die schon in der Dinesschen Kurve dargestellten und von nachfolgenden Forschern bestätigte Tatsache, daß bei der schräg gestellten quadratischen Fläche der Luftwiderstand infolge der größeren Druckdifferenz zwischen vorn und hinten größer wird als bei der senkrechten Platte.

b) Gewölbte Platten. Während in Richtung der Spannweite senkrecht zur Stromrichtung bei kleinem Einfallswinkel die Druckänderung sehr gering ist, zeigt sich in der Flugrichtung eine vollends ungleichmäßige Verteilung des Druckes. Aus Eiffels Untersuchungen an einer Versuchsfläche nach Wrights Art mit $\frac{b}{l} = \frac{15\,\text{cm}}{90\,\text{cm}}$ und $w = \frac{1}{13{,}5}$ wurden bei $\alpha = 6^0$ und 10 m/sec folgende Verhältnisse vorgefunden (Abb. 43).

Auf der konkaven Unterseite nimmt der Überdruck von der Einfallskante vom Werte $\overline{mn} = 2$ kg/m² bis auf den geringen Wert $\overline{rs} = 0,2$ kg/m² ab; der Rücken der Platte trägt zur Tragfähigkeit wesentlich mehr bei, denn an der Eintrittskante ist der Unterdruck $\overline{mt} = 11$ kg/m² und geht auf der Hinterkante auf $\overline{ur} = 1,5$ kg/m² herunter; der größte spezifische Druck macht somit $11,5 + 2 = 13$ kg/m² aus.

Werden bei Ausführung des Tragdecks in natürlicher Größe die gleichen Verhältnisse vorausgesetzt, so ergeben sich bei gesteigerter Fluggeschwindigkeit, die auf 25 m/sec, d. i. 90 km/std geschätzt sei, im Verhältnis $\frac{25^2}{10^2} = 6,25$ fache gesteigerte Druckkräfte.

Der größte spezifische Druck an der Vorderkante errechnet sich daraus $13 \cdot 6,25 = 81$ kg/m², an der Austrittskante $1,7 \cdot 6,25 = 11$ kg/m². Der hohe Wert ist für die praktische Ausführung in Hinsicht auf die genügende Druckfestigkeit der Tragflächenkonstruktion besonderer Beachtung wert.

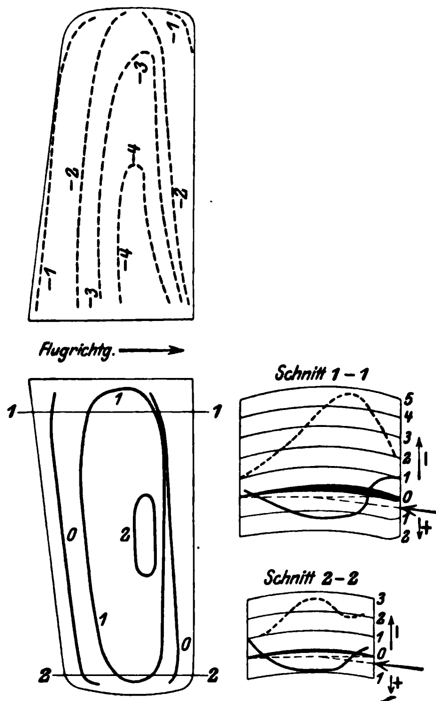


Abb. 44–46.

An einem Modell des Tragdecks nach Nieuport wurden in Eiffels Laboratorium Ermittlungen über die Verteilung der Drücke längs der ganzen Fläche angestellt und die Isobaren, Kurven gleichen Druckes, eingezeichnet. In Abb. 44 sind die voll ausgezogenen Linien Überdruckkurven, die gestrichelten Linien verbinden die Punkte gleichen Unterdruckes. Die Zeichnung bestätigt, daß die Drucklinie längs der Klafterung des Flügels fast parallel der Begrenzung des Flügels folgt, während gerade in Richtung der Decktiefe in den verschiedenen Profilen eine ungleichmäßige Verteilung statthat, wie Schnitt 1—1 und 2—2 in Abb. 45 bzw. 46 zeigen. Der absolut größte Überdruck auf der Unterseite ist hier etwa in einem Drittel von der Eintritts-

kante und $^2/_3$ Spannweite vom Rumpfe aus zu suchen und beträgt etwas über 2 kg/m², während der größte Unterdruck in der Nähe des Rumpfes näher an der Eintrittskante bis zur Mitte hin streicht mit einem Höchstwert von 4,5 kg/m².

Von Interesse ist die Druckverteilung, die sich bei der aerodynamischen Untersuchung des Zanonia-Flugsamens ergeben hat. Wir haben hier ein zentrales Druckgebiet, das gegen die Flächenränder auf Null herabgeht.

10. Gekuppelte Flächen.

Übereinandergestellte, miteinander verbundene Tragflächen werden bei den Zwei- und Dreideckern verwendet; es ist daher die Untersuchung der Frage von Wichtigkeit, ob durch Anordnung einer solchen Flächenverbindung die gesamte Tragkomponente doppelt oder dreifach so groß wird, als bei Verwendung eines einzigen Decks.

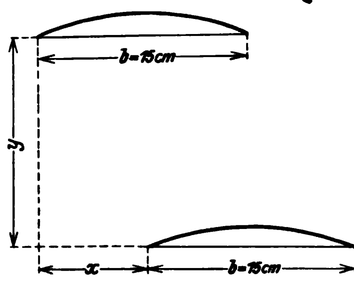


Abb. 47.

In neuerer Zeit wurden einschlägige Versuche ausgeführt, u. a. von Eiffel und im Göttinger Laboratorium, deren Resultate ich hier anführen will. Es wurden (Abb. 47) Platten von 15 · 90 cm und $w = \frac{1}{13,5}$ untersucht, und zwar sowohl mit veränderlichem Vertikalabstand y, als auch mit positiver und negativer Versetzung x der Flächen in der Flugrichtung, wie sie heute einigen Zweideckerkonstruktionen eigen ist. Eiffel weist nach, daß für $y > b$ bis 15° Einfallswinkel nur verschwindend geringe Unterschiede in der Hebekomponente sich ergeben; seine Ermittlungen bestätigen die längst früher bekannte und in der Praxis seit langem angewandte Tatsache, daß die beiderseitigen Luftströmungen um die übereinandergestellten Flächen sich nicht wesentlich gegenseitig beeinflussen, wenn der Abstand y mindestens b bis 1,5 b beträgt.

Bei unveränderlichem $y > b$ zeigt es sich, daß bis zu 10° Einfallswinkel die Veränderlichkeit von x überhaupt keinerlei Einfluß auf den Wert der Widerstandskräfte besitzt, und nur bei höheren Einfallswinkeln steigt bei gleichbleibendem Rücktrieb die Hebekomponente mit größer werdenden negativen Werten von x, d. h. in dem Falle, wenn die untere Tragfläche nach hinten gegen die obere versetzt wird.

Nachstehend folgen die Resultate der Göttinger Versuche an Doppeltragdecken. Stehen die Decken übereinander, dann befinden sich beide in einem absteigenden Luftstrome, bei Versetzung mit **negativem** x (das obere Tragdeck ist nach vorne gezogen) liegt das vordere in einem aufsteigenden, das hintere in einem absteigenden Luftstrome (Abb. 48).

Die Auftriebsziffer ζ_A wächst mit der Entfernung y und wird für die unbeeinflußte Fläche mit $y = \infty$ am größten, in jedem Falle wird zwischen 10—15° das Maximum erreicht. Die gegenseitige Beeinflussung der Störung wird dadurch praktisch berücksichtigt, daß man eine um 20 % verminderte Hebekraft gegenüber einem Eindecker vom gleichen Flächenausmaß in Rechnung stellt. ζ_W hingegen hat sich für Anstellwinkel 0—10° bei $y = b$ am höchsten ergeben, unter y die Entfernung

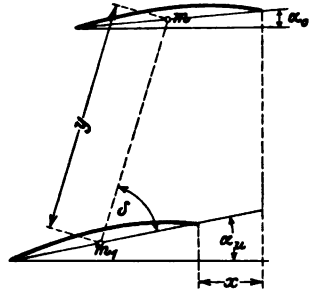


Abb. 48.

der Sehnenmittel m, m_1 verstanden. Der günstigste Wert von $\frac{\zeta_A}{\zeta_W} = \varepsilon$ ist für alle Verhältnisse $\frac{y}{b}$ zwischen 0—5° wachsend mit $\frac{y}{b}$ gefunden worden.

Von Interesse ist der Umstand, daß dieses Verhältnis sich mit der Verschränkung der beiden Tragdecken ändert. Es sei der Anstellwinkel des oberen Flügels α_o, der des unteren α_u, dann war für den Fall $\alpha_o = \alpha_u$ das größte ε bei etwa 5° für $y = b$ und $x = 0$.

Bei gestaffelter Anordnung mit negativem x und veränderlicher oberer und unterer Neigung wurde der günstigste Wert von ε bei $\alpha_u = 5^0$ und $\alpha_o \geqq 3^0$ gefunden, wobei $y = b$ und die Neigung $\delta = 56^0\,15'$ gemessen wurde.

Ist hingegen die Versetzung x positiv, die obere Fläche rückwärts, die vorgezogene unten, dann tritt die umgekehrte Erscheinung auf, nämlich die günstigste Wirkung für $\alpha_o > \alpha_u$ bei $\delta = 123^0\,45'$.

Zusammenfassend wurde in Übereinstimmung mit den **Eiffel**schen Ergebnissen gefunden, daß für die gebräuchlichen Anstellwinkel der Unterschied zwischen den Anordnungen $x \gtreqless 0$ sehr gering ist, daß aber die Werte für ζ_A und ζ_W unter sonst gleichen Verhältnissen durchwegs kleiner sind als beim Eindecker. Hingegen tritt beim Zweidecker mit vorgezogenem oberen Tragdeck bei $\alpha_o < \alpha_u$ bei größeren Neigungen von 10—15° ein wesentlich höherer Maximalauftrieb als beim Eindecker

auf, was für die Steuerfähigkeit unter Umständen wie beim Abfangen aus einem steilen Gleitflug von Wichtigkeit werden kann. **Für große Auftriebskräfte bei geringer Geschwindigkeit wird der Doppeldecker dem Eindecker vorzuziehen sein.**

Auch die Kupplung von hintereinandergestellten Flächen (Abb. 49) wurde in den Bereich der Untersuchung gezogen, weil solche Flächenanordnung zur Erlangung von äußerst stabilen Flugzeugmodellen vor längerer Zeit schon z. B. von Langley und Kreß angewendet wurde,

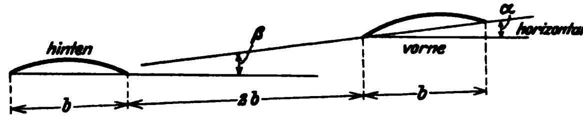


Abb. 49.

und diese Stellung der Flächen auch heute bei den modernen Flugzeugen ein wichtiges Interesse einflößt. Es ist, wie aus den Untersuchungen von Prof. Knoller und Dr.-Ing. Wieselsberger hervorgeht, der Winkel β, den die Sehnenebenen der beiden hintereinander angeordneten Flächen miteinander einschließen, die Verschränkung, von größter Bedeutung für die Stabilität des Flugzeuges. Aus diesem Grunde hat auch Eiffel verschiedene Versuchsreihen mit $\beta = 0$, $\beta = 2^0\,30'$, $\beta = 5^0$ angestellt und die Anordnung mit $\beta = 2^0\,30'$ am vorteilhaftesten für die Hebekomponente gefunden bei $\alpha > 6^0$; unterhalb dieses Einfallswinkels arbeitet die Hintereinanderanordnung ungünstiger, für höhere Winkel günstiger gegenüber einer einzigen Fläche vom gleichen Ausmaß. Der Druckmittelpunkt verschränkt angeordneter Flächen zeigt bei Verminderung von α eine starke Vorwärtswanderung gegen die angeblasene Kante, zum Unterschiede von der Verschiebung für eine Einzelfläche.

Die Hintereinanderanordnung der Flächen wirkt somit auf Erhaltung der Gleichgewichtslage in der Längsrichtung günstig ein.

Um die hintere Fläche dem Wirbelbereiche oder dem Stromschatten der ersteren zu entziehen, ist erfahrungsgemäß ein Abstand von 2 b zwischen den Flächen genügend.

Bei den heutigen Doppeldeckern werden die Tragdecken meistens gestaffelt angewendet, d. h. die untere wird gegen die obere etwas nach rückwärts verschoben. Wie wir oben gesehen haben, ist mit dieser Anordnung eine Erhöhung der Tragfähigkeit nicht verbunden; hingegen hat sich die Staffelung als vorteilhaft für den Gleitflug erwiesen, weil sie eine bedeutende Dämpfung des Falles bedingt und dadurch auch eine flachere Bahn erreichen läßt.

Das untere Tragdeck erhält häufig auch eine kleinere Spannweite und eine geringere Tiefe als das obere Tragdeck; die geringere Spannweite wirkt vorteilhaft auf Erhöhung der Querstabilität ein, die geringere Tiefe ermöglicht eine bessere Beobachtungsmöglichkeit.

E. Der schädliche Bewegungswiderstand.

Der bisher besprochene Anteil an Vortriebskraft zur Erzielung eines gleichförmigen Horizontalfluges bestand aus dem Betrag W_x, dem nützlichen Widerstand, wie er als Rücktrieb bezeichnet worden ist und in dessen Zahlenwert auch der Betrag an Luftreibung eingeschlossen erscheint.

Hierzu kommt noch der schädliche Widerstand, der sich aus den Stirnwiderständen der Steuerflächen, des Flugzeugrumpfes, des Motors und seiner Ausrüstungsteile, der zur räumlichen Versteifung der Tragflächen und des Gerüstes dienenden Verspannungsdrähte zusammensetzt; dazu kommen die Widerstände, die Zellen- und Fahrgestellstreben sowie der Führer selbst darbieten. Alle diese Widerstände beziehen wir zur einfachen rechnerischen Verfolgung auf eine Idealfläche f, deren Ebene senkrecht zur Bewegungsrichtung gedacht ist und so viel Widerstand erzeugt, wie es dem Flugzeug ohne Tragflächen entspricht.

Seine Berechnung erfolgt nach der Beziehung

$$W'_x = \zeta \frac{\gamma}{g} f v^2 \qquad \text{(VIII)}$$

Durch Versuche an Modellen bzw. an wirklichen Flugzeugen könnte dieser Widerstand natürlich ziemlich genau festgestellt werden, man hat jedoch bisher nur wenige derartige Untersuchungen angestellt, so daß man auf vorläufige Einschätzung des Wertes von f für jede zu berechnende Konstruktion angewiesen ist. Mit Rücksicht auf das notwendige Bestreben des Konstrukteurs durch geeignete Linienführung, schädliche Wirbelbildung beim Abfließen der Luft zu verhindern, wird in guter Übereinstimmung mit praktischen Verhältnissen der Faktor

$$\zeta \frac{\gamma}{g} = 0{,}075$$

zu wählen sein. Die schädliche Fläche f spielt für jeden Apparat eine wesentliche Rolle, weil dessen Wert auf die notwendige motorische Flugleistung von großem Einfluß ist.

f wechselt je nach Vorzüglichkeit der Konstruktion von $\frac{1}{2}$ bis 1,5 m^2; in neuester Zeit ist es durch den bootsförmigen Rumpf gelungen, den Wert von f herunterzudrücken. Bei Esnault Pelterie wurde z. B. f = $\frac{3}{4}$ und bei Nieuport $\frac{2}{3}$ m^2 gefunden, während beim

alten Wrightflugzeug $f = 2\ m^2$ nicht zu hoch eingeschätzt sein dürfte; für den von Blériot im Pariser Salon 1911 ausgestellten viersitzigen Luftomnibus dürfte mindestens $f = 2{,}5\ m^2$ zu nehmen sein.

Über den Widerstand von Spanndrähten, Stahlkabeln, Drahtseilen wurden im Göttinger Laboratorium Messungen vorgenommen, nach denen sich für zylindrische Körper vom Durchmesser d und der Länge l, die vom Wind mit der Geschwindigkeit v m/sec getroffen werden, der Widerstand berechnet zu:

$$W'_x = \zeta \frac{\gamma}{g} l\, d\, v^2;$$

ζ ist für die gebräuchlichen Geschwindigkeiten und größeren Durchmesser fast unabhängig von v;

$\zeta = 0{,}66 - 14\ vd$ (d in m eingesetzt), für $0{,}001 < v \cdot d < 0{,}015$

$\zeta = 0{,}45$ wenn $v \cdot d > 0{,}015\ m^2/sec.$

F. Bestimmung der Vortriebskraft an Flugzeugen.

1. Höhenflug.

Für einen gleichförmigen Flug mit der Geschwindigkeit v′ längs einer unter dem Winkel $\varphi - \alpha$ gegen den Horizont geneigten Richtung

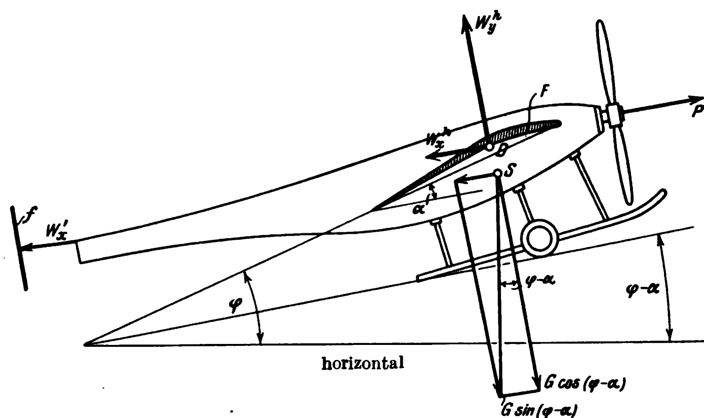


Abb. 50.

muß die Vortriebskraft sämtliche in diese Richtung fallenden Widerstände überwinden. (Abb. 50.)

Wird die Vortriebskraft, wie dies heute die Regel ist, durch eine Luftschraube hervorgerufen, so wird deren Achse bei Höhenfahrt gegen den Horizont unter dem Winkel $\varphi - \alpha$ geneigt sein, während das Tragdeck bzw. dessen Sehnenebene mit der Horizontalen den

Winkel φ einschließt. Gegenüber dem Tragdeck ist jedoch die Achse der Schraube festgelegt, so daß der Winkel α keine Änderung erfahren kann. Im Sinne der Mechanik ist die Tragfläche bzw. das Konstruktionsgewicht samt Nutzlast als eine Kraft G aufzufassen, die sich auf der unter dem Winkel $\varphi - \alpha$ geneigten Ebene unter Einwirkung des Vortriebes P' und den Bewegungswiderständen im statischen Gleichgewicht befinden soll.

Gemäß Abb. 50 haben wir

Kräfte

a) im Sinne der Flugrichtung	b) entgegen der Flugrichtung
P'	W_x^h, W'_x, $G \sin(\varphi - \alpha)$

Mithin lautet die Gleichgewichtsbedingung: Σ aller Kraftkomponenten in der Flugrichtung $= 0$

$$P' - W_x^h - W'_x - G \sin(\varphi - \alpha) = 0.$$

Die in der zur Flugbahn normalen Richtung auftretenden Kraftkomponenten müssen für den Gleichgewichtszustand die ähnliche Bedingung erfüllen.

$$G \cos(\varphi - \alpha) - W_y^h = 0.$$

Wird für

$$\frac{W_y^h}{W_x^h} = \varepsilon = \frac{\zeta_A}{\zeta_W}$$

gesetzt, dann ist

$$P' = \frac{\zeta_W}{\zeta_A} \cdot W_y^h + W'_x + G \sin(\varphi - \alpha)$$

oder

$$P' = \frac{G \cos(\varphi - \alpha)}{\varepsilon} + W'_x + G \sin(\varphi - \alpha) =$$

$$\frac{G}{\varepsilon} \cdot [\cos(\varphi - \alpha) + \varepsilon \cdot \sin(\varphi - \alpha)] + W'_x$$

oder

$$P' = \frac{G}{\varepsilon} [\cos(\varphi - \alpha) + \varepsilon \sin(\varphi - \alpha)] + 0{,}075\, f\, v'^2. \qquad \text{(IX)}$$

2. Horizontalflug.

Hier ist $\varphi - \alpha = 0$ und man erhält an notwendiger Vortriebskraft

$$P = \frac{G}{\varepsilon} + W'_x = \frac{G}{\varepsilon} + 0{,}075\, f \cdot v^2 \qquad \text{(IX a)}$$

Den Unterschied an Vortriebskraft bei Höhen- und Horizontalflug rechnet man durch Subtraktion der Werte für P′ und P

$$P' - P = \frac{G}{\varepsilon}[\cos(\varphi - \alpha) + \varepsilon \sin(\varphi - \alpha) - 1] + 0{,}075\, f\, (v'^2 - v^2).$$

Der Klammerausdruck hat für alle von Null verschiedenen Steigungen einen positiven Wert.

Während für Horizontalflug die von den Tragflügeln erzeugte Hebekraft $W_y = G$, ist für den Höhenflug gefunden worden

$$W_y^h = G \cos(\varphi - \alpha).$$

Mithin ist das Verhältnis

$$\frac{W_y^h}{W_y} = \cos(\varphi - \alpha).$$

Die beim Höhenflug erzeugte Hebekomponente hat den Wert

$$W_y^h = W_y \cos(\varphi - \alpha).$$

Diese Beziehung lehrt, daß die vom Tragflügel im Höhenfluge erzeugte Reaktion gegenüber der von ihm beim Horizontalfluge hervorgerufenen um so kleiner ausfällt, je größer die genommene Steigung ist.

Für $\varphi - \alpha = 90^0$, für den Fall, daß die Achse der Schraube vertikal sein würde, wird $W_y^h = 0$; dieser Umstand ist nur bei relativer Ruhe der Fläche gegenüber der umgebenden Luft denkbar; durch Einsetzen dieses Wertes in die Gleichung für P′ erhält man

$$P' = G + W_x',$$

d. h. der gesamte Vortrieb wird nur zur Erhaltung des Schwebezustandes von Gewicht und zur Überwindung des schädlichen Widerstandcs verwendet; eine Vorwärtsbewegung ist vollends ausgeschlossen. Dieser besondere Fall tritt beim reinen Schraubenflieger ein.

Aus der Beziehung

$$\frac{W_y'}{W_y} = \cos(\varphi - \alpha)$$

ist weiter zu ersehen, daß auch die diesen Reaktionen proportionalen Quadrate der Geschwindigkeiten v′ und v für Höhen- bzw. Horizontalflug im gleichen Verhältnisse stehen müssen. Also

$$\frac{v'_2}{v^2} = \cos(\varphi - \alpha); \qquad v' = v\sqrt{\cos(\varphi - \alpha)}. \qquad \text{(X)}$$

Die Geschwindigkeit in der Steigung nimmt mit der Quadratwurzel aus der Kosinusfunktion des Steigungswinkels ab.

G. Die für Drachenflieger aufzuwendende motorische Leistung.

Wir bezeichnen die zum Höhenfluge nötige Leistung mit L′, diejenige für den Horizontalflug mit L.

1. Höhenflug.

Für den Höhenflug ist an Leistung notwendig

$$L' = P' \cdot v' = P' \cdot v \sqrt{\cos(\varphi - \alpha)} \qquad \text{(XI)}$$

Für den Horizontalflug

$$L = P \cdot v. \qquad \text{(XIa)}$$

Der Mehrbedarf an Leistung ist in der sekundlichen Hebearbeit bedingt:

$$G \cdot \sin(\varphi - \alpha) \cdot v'.$$

Für die Hebearbeit kommt nur die in Richtung von v′ fallende Gewichtskomponente $G \sin(\varphi - \alpha)$ in Betracht, denn die andere Komponente $G \cos(\varphi - \alpha)$ steht zur Wegrichtung senkrecht.

Der Unterschied zwischen L′ und L beträgt demnach

$$L' - L = G \sin(\varphi - \alpha) \cdot v'.$$

2. Horizontalflug.

Hier war

$$L = P \cdot v = \left(\frac{G}{\varepsilon} + W'_x\right) \cdot v \text{ mkg/sec} = \frac{G}{\varepsilon} \cdot v + W'_x \cdot v$$

oder

$$L = \underbrace{W_x \cdot v}_{L_1} + \underbrace{W'_x \cdot v}_{L_2} = (W_x + W'_x) \cdot v \qquad \text{(XIb)}$$

Der erste Summand L_1 bedeutet die zur Erhaltung des Schwebezustandes aufzuwendende Leistung, während der zweite Summand L_2 den Anteil an Leistung zur Überwindung der schädlichen Bewegungswiderstände darstellt.

In Pferdestärken an der Luftschraube gemessen ist dann

$$N_{sch} = \frac{L}{75} = \left(\frac{G}{\varepsilon} + W'_x\right) \frac{v}{75} \text{ PS.} \qquad \text{(XII)}$$

Wird der gesamte mechanische Wirkungsgrad aller Übertragungsorgane von der Motorwelle bis zur Luftschraube mit η bezeichnet, dann beträgt die effektive Leistung des einzubauenden Motors

$$N_e = \frac{N_{sch}}{\eta} = (W_x + W'_x) \frac{v}{75\,\eta} \qquad \text{(12a)}$$

Da sowohl W_x als auch W'_x dem Quadrate der Fluggeschwindigkeit proportional sind, so folgt daraus, daß die **motorische Leistung mit der 3. Potenz der zu erreichenden Fluggeschwindigkeit** wächst.

3. Die Widerstandszahl eines Flugzeugs.

Auf Seite 65 betrug die von der Schraube für den Horizontalflug aufzuwendende Leistung $P \cdot v$ mkg/sec, während die vom Motor erzeugte indizierte Leistung $75\ N_i$ ausmacht.

Mithin ist der Wirkungsgrad des gesamten Schraubenmechanismus vom Motor aus gerechnet

$$\eta = \frac{P \cdot v}{75\ N_i}$$

Diese einfache Beziehung läßt für die verschiedenen Flugzeuge eine lehrreiche Betrachtung zu hinsichtlich des von ihnen verursachten Gesamtwiderstandes.

Setzt man

$$P = W_x + W_x' = \zeta_W \frac{\gamma}{g} F\, v^2 + \zeta \frac{\gamma}{g} f\, v^2 = v^2 \cdot \left(\zeta_W \frac{\gamma}{g} F + \zeta \frac{\gamma}{g} f\right)$$

und führt man für den Klammerausdruck, der von der Gestalt und dem Ausmaß des Flugzeugs abhängt, die Bezeichnung „Luftwiderstandszahl c" ein, dann wiid dieser Wert für den Beharrunsgzustand unveränderlich sein, und es kann

$$P = c \cdot v^2$$

geschrieben werden.

Dann ist

$$\eta = \frac{c \cdot v^3}{75\ N_i}$$

oder unter Annahme eines allgemein gültigen Schraubenwirkungsgrades $\eta = 70\%$ kann die Luftwiderstandszahl berechnet werden zu

$$c = \frac{75\ N_i\, \eta}{v^3} \qquad \text{(XIII)}$$

Dieser Wert soll für einige bekannte Flugzeuge ermittelt werden.

Konstruktion	F	N_i	v km/std bzw. (m/sec)	c	$\frac{c}{F}$
I. Albatros (1912) . . .	40	100	90 (25)	0,336	0,0084
II. Breguet (1912)	35	75	90 (25)	0,2533	0,00723
III. Bristol-Eindecker . .	18,5	50	100 (27,8)	0,122	0,0066
IV. Nieuport-Eindecker . .	16	28	120 (33,4)	0,0395	0,0025
V. Etrich-Rumpler (1911)	35	60	92 (25,5)	0,19	0,0054
VI. Wright (1911)	50	52	85 (23,6)	0,2075	0,00415

Dieses Rechnungsergebnis zeigt die besonders geringe Widerstandszahl des Nieuporteindeckers an, dessen hohe Geschwindigkeit bei geringer Motorleistung dadurch erklärlich erscheint; die durchwegs höheren Zahlenwerte für die Doppeldecker gegenüber den Eindeckern liegen in der Natur beider Konstruktionsarten begründet.

Der so gewonnene Zahlenwert c läßt einen Rückschluß zu auf die ziemlich gut angenäherte Berechnung der schädlichen Widerstandsfläche f. Für das Breguetflugzeug z. B. erhält man aus dem Wert c

$$(0{,}0055 \cdot 33 + 0{,}075\,f) = 0{,}253$$

für f den Wert

$$f = 0{,}95\ m^2.$$

Ein Vergleich der verschiedenen Konstruktionen untereinander erscheint noch gerechter durch Einführung des Wertes $\frac{c}{F}$.

Diese ermittelten Werte der Luftwiderstandszahl, bezogen auf 1 m² Tragdeck, sind in die letzte Reihe eingeschrieben und ergeben folgende Reihenfolge, angeführt nach der Größe dieses Einheitswiderstandes $\frac{c}{F}$: IV, VI, V, III, II, I; demnach erscheint auch hier das Nieuportflugzeug am günstigsten.

4. Beispiele:

Nachstehend sollen einige bewährte Systeme von Flugmaschinen bezüglich der bisher rechnerisch verfolgten Verhältnisse einer Nachprüfung unterzogen werden. Die Beschreibung der Maschine selbst bleibt einem besonderen Kapitel vorbehalten.

Flugmaschine der Gebrüder Wright.

Wir entnehmen einer rückwärts aufgenommenen Zusammenstellung die Hauptdaten der Konstruktion und finden, $G = 480$ kg, $F = 60$ m² insgesamt, mittlerer Einfallswinkel im Horizontalflug $\alpha = 6^0\,30'$, Wölbungsverhältnis des Tragflächenquerschnitts $w = \frac{1}{19}$.

Es sollen nachstehend gestellte Fragen beantwortet werden:

1. Wie groß ist die Hebekomponente?

$$W_y = G = 480 \text{ kg}.$$

2. Wie groß ist der Rücktrieb oder der für die Erzeugung der Hebekomponente nützliche Bewegungswiderstand?

Aus dem Verhältnis

$$\varepsilon = \frac{W_y}{W_x} = \frac{\zeta_W}{\zeta_A}$$

folgt für $\alpha = 6^0\,30'$ aus Abb. 7 der Wert $\varepsilon = 10{,}25$ und somit

$$W_x \sim \frac{W_y}{\varepsilon} = \frac{480}{10{,}25} \sim 47 \text{ kg}.$$

3. Welchen Anteil hat der Reibungswiderstand an dem unter (2) errechneten W_x?

Für dessen Berechnung ist die Kenntnis der horizontalen Fluggeschwindigkeit notwendig. Sie wird aus der Gleichung (VII) gewonnen.

$$v = \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{1}{\zeta_A \cdot \frac{\gamma}{g}}} = \sqrt{\frac{8}{1{,}1 \cdot 0{,}255 \cdot \frac{1}{8}}} \sim 14{,}05 \text{ m/sec.}$$

Mit dieser Geschwindigkeit müssen somit die Tragdecken der Maschine gegen die umgebende Luft bewegt werden, wenn die Hebekomponente des Luftwiderstandes das Eigengewicht überwinden soll.

Der Reibungswiderstand längs der Tragflächen bestimmt sich nach unserer Annahme aus Gleichung (V) zu

$$R = 2 \cdot 0{,}00244 \frac{\gamma}{g} \cdot 60 \cdot 14{,}05^2 \cdot \cos^2 6^0\, 30' \sim 7 \text{ kg.}$$

4. Welchen Wert nimmt der schädliche Widerstand an bei Annahme einer schädlichen Widerstandsfläche $f = 2$ m²?

$$W'_x = 0{,}075 \cdot f v^2 = 0{,}075 \cdot 2 \cdot 14{,}05^2 \sim 30 \text{ kg.}$$

5. Wie groß ist der gesamte Vortrieb für den Horizontalflug?

$$P = \Sigma W = 47 + 30 \sim 77 \text{ kg.}$$

Davon entfallen auf Erzeugung der Hebekomponente 47 kg.

6. Wie groß würde die Geschwindigkeit für 10 % Steigung sein?

Mit $\text{tg}(\varphi - \alpha) = 0{,}1$ wird $\cos(\varphi - \alpha) = 0{,}995$, und die Gleichung (X) gibt

$$v' = v\sqrt{\cos(\varphi - \alpha)} = 14{,}05 \cdot \sqrt{0{,}995} \sim 14 \text{ m/sec.}$$

Dieses Zahlenbeispiel lehrt, daß die Geschwindigkeit im Höhenflug nur wenig von der im Horizontalfluge abweicht; die Steigung bleibt fast ohne Einfluß auf die Geschwindigkeitsänderung.

7. Welche Vortriebskraft ist bei der im Beispiel 6 angenommenen Steigung erforderlich?

$$P' = \frac{480}{10{,}25}[\cos 5^0\, 50' + 10{,}25 \cdot 0{,}102] + 0{,}075 \cdot 2 \cdot 14^2 \sim 128 \text{ kg.}$$

8. Wie groß ist die an der Luftschraube aufzuwendende motorische Leistung, die wir als Schwebeleistung zur Erhaltung des Schwebezustandes bezeichnen können?

$$L_1 = W_x \cdot v = \frac{G}{\varepsilon} \cdot v = 47 \text{ kg} \cdot 14{,}05 \text{ m/sec} \sim 660 \text{ mkg/sec}$$

oder in PS ausgedrückt

$$N_1 = \frac{660}{75} = 8{,}8 \text{ PS.}$$

9. Die Leistung für Überwindung der schädlichen Widerstände beträgt

$$L_2 = W'_x \cdot v = 30 \text{ kg} \cdot 14{,}05 \text{ m/sec} \sim 421{,}5 \text{ mkg/sec}$$

oder

$$N_2 = \frac{421{,}5}{75} \sim 5{,}6 \text{ PS.}$$

10. Mithin ist die Gesamtleistung an der Welle der Luftschraube

$$N_{sch} = 14{,}4 \text{ PS.}$$

Wird der mechanische Wirkungsgrad des Schraubenmechanismus mit 0,72 eingeschätzt, dann beträgt die effektive Leistung des einzubauenden Motors

$$N_e = \frac{N_{sch}}{\eta} = \frac{14,4}{0,72} \sim 20 \text{ PS}.$$

In der Tat war die Original-Wrightmaschine mit einem 24-PS_e-Motor versehen, um einen gewissen Leistungsüberschuß für den Höhen- und Kurvenflug zu besitzen.

11. Welche Steigung konnte somit unter den gemachten Annahmen die Wrightsche Maschine nehmen?

An der Luftschraubenwelle stehen zur Verfügung $N_{sch} = 24 \cdot 0,72 = 17,3$ PS, mithin bleiben für den Höhenflug

$$17,3 - 14,4 \sim 3 \text{ PS}.$$

Dieser Leistung entspricht ein Steigungswinkel $\varphi - \alpha \sim 2^0$, der sich aus

$$L' - L = G \cdot \sin(\varphi - \alpha) v' = 3 \cdot 75$$

bestimmt.

12. Im Pariser Aeronautischen Salon 1911 war eine von Blériot gebaute Flugmaschine ausgestellt, die vier in eine geschlossene Kabine eingebaute Passagiersitze enthielt.

Die wichtigsten Angaben des Flugzeugs sind:

Anzahl der m² der Tragflächen: 40

Gewicht im betriebsfertigen Zustand einschl. Führer und Nutzlast 925 kg.

Einfallswinkel des Blériot-Flügelprofils $\alpha = 6^0$.

Aus den Polarkurven des vom Ing. Eiffel für dieses Profil entworfenen Diagrammes (Abb. 51 strichpunktierte Kurve) entnimmt man:

$$\zeta_A \frac{\gamma}{g} = 0,0467 \text{ und } \zeta_W \frac{\gamma}{g} = 0,00533.$$

Mit der auf Seite 47 erwähnten 10 prozentigen Erhöhung erhält man:

$$\zeta_A \frac{\gamma}{g} = 0,05137 \text{ und } \zeta_W \frac{\gamma}{g} = 0,00586.$$

Die horizontale Fluggeschwindigkeit berechnet sich zu:

$$v = \sqrt{\frac{G}{F \cdot \zeta_A \frac{\gamma}{g}}} = \sqrt{\frac{925}{40 \cdot 0,00586}} \sim 21,2 \text{ m/sec}.$$

Die spezifische Belastung des Eindeckers beträgt

$$\frac{G}{F} = \frac{925}{40} \sim 25,5 \text{ kg/m}^2,$$

ist also recht hoch; dieser Umstand bedingt die hohe Fluggeschwindigkeit.

Die motorische Leistung wird wie früher ermittelt für den Anteil

$$L_1 = \frac{G}{\varepsilon} \cdot v = \frac{925}{12,7} \cdot 24,6 \sim 1790 \text{ mkg/sec}.$$

Für den Anteil L_2 bei 2,5 m² geschätzter schädlicher Fläche wird man erhalten:

$$L_2 = W'_x \cdot v = 0,075 \cdot 2,5 \cdot 24,6^3 \sim 2800 \text{ mkg/sec}.$$

Insgesamt werden an der Schraube vernichtet

$$L = L_1 + L_2 = 4590 \text{ mkg/sec}$$

oder

$$N_{sch} = \frac{4590}{75} \sim 61 \text{ PS}.$$

Wird der Wirkungsgrad des Schraubenmechanismus $\eta = 65\,\%$ vorausgesetzt, dann ist die Mindestleistung des einzubauenden Motors:

$$N_e = \frac{61}{0{,}65} \sim 94 \text{ PS.}$$

Um eine höhere Tragfähigkeit zu erzielen, d. h. größere Geschwindigkeiten zu erreichen, wurde in das anfangs mit einem 100-PS-Motor ausgerüstete Flugzeug später ein 120-PS-Gnome-Motor eingebaut.

13. Von Interesse dürfte eine Nachrechnung der Verhältnisse bei einer der ältesten deutschen Flugmaschinen sein, die von Ingenieur Grade in Bork bei Berlin gebaut wird.

Es ist $G = 200$ kg, $F = 22$ m², der Einfallswinkel beträgt nach Angabe des Konstrukteurs zwischen 7—8°, im Mittel 7° 30′, beim Horizontalfluge. Wegen der außerordentlich geringen schädlichen Widerstandsflächen, von denen die Vorderfläche des Führers weitaus den größten Teil ausmachen dürfte, kann f mit 1 m² veranschlagt werden.

Die zum Horizontalfluge notwendige Geschwindigkeit rechnet sich hier zu:

$$v = \sqrt{\frac{200}{22 \cdot 0{,}325 \frac{1}{8}}} \sim 15 \text{ m/sec,}$$

wenn für $\zeta_A = 0{,}325$ für $^1/_{20}$ Stich geschätzt wird.

An schädlichem Widerstand:

$$W_x' \sim 13{,}4 \text{ kg.}$$

Mit $\varepsilon = 9{,}3$ als Mittelwert macht die Schwebeleistung

$$N_1 = \frac{200}{9{,}3} \cdot \frac{15}{75} \sim 4{,}3 \text{ PS.}$$

Die Widerstandsleistung beträgt

$$N_2 = \frac{13{,}4 \cdot 15}{75} \sim 2{,}68 \text{ PS;}$$

insgesamt 7 PS; das Resultat stimmt außerordentlich gut mit den Angaben des Konstrukteurs überein, der gesprächsweise erwähnte, daß er bereits mit 8 PS an der Schraube aufgewendeter Leistung fliegen könne.

Wird $\eta = 0{,}5$ an dem im Jahre 1910 gebauten Modell gesetzt, dann ist die Motorleistung:

$$N_e = \frac{7}{0{,}5} = 14 \text{ PS}_e.$$

Die Gradesche Flugmaschine der damaligen Bauart besaß einen Zweitaktmotor von 24 PS Leistung.

Als Überschuß dienten daher, an der Luftschraube gemessen:

$$(24 - 14) \cdot 0{,}5 = 5 \text{ PS.}$$

Für Höhenflug folgt daraus der Steigungswinkel

$$\varphi - \alpha \sim 7^0\,20',$$

der etwa einer Steigung von 0,125 entspricht.

Dieser recht hohe Wert scheint der Wirklichkeit angepaßt zu sein; jeder, der ein Gradeflugzeug zu beobachten Gelegenheit gehabt hat, wird seine große Steigfähigkeit bewundert haben.

14. Welche mittlere Steigung hat ein Flugzeug zu nehmen, das laut Abnahmevorschrift des Kriegsministeriums in 15 Min. 800 m Höhe erreichen soll?

Die Steiggeschwindigkeit v beträgt:

$$v = \frac{800}{15,60} = \frac{8}{9}\ \text{m/sec}$$

Der Ansatz: Mehrbedarf an Hebearbeit = verrichteter Hebearbeit

$$G \cdot \sin(\varphi - \alpha) \cdot v' = G \cdot \sin(\varphi - \alpha)\, v \cdot \sqrt{\cos(\varphi - \alpha)} = G \cdot \frac{8}{9}$$

liefert den Steigungswinkel aus

$$\sin(\varphi - \alpha) \cdot \cos \sqrt{\varphi - \alpha} = \frac{8}{9\,v}$$

Diese Beziehung liefert für v = 25 m/sec den Wert $\varphi - \alpha = 4^0\ 10'$, der einer Steigung von 7,3 $^0/_0$ entspricht.

Die Fluggeschwindigkeit v′ in der Steigung vermindert sich nur unbedeutend auf:

$$v' = v \cdot \sqrt{\cos(\varphi - \alpha)} = 24,95\ \text{m/sec.}$$

Im Anschlusse an diese Betrachtungen möge noch ein ausführliches Zahlenbeispiel für den Breguet-Doppeldecker, dessen Tragdeck in seinen aerodynamischen Eigenschaften durch die Eiffelschen Untersuchungen bekannt ist, hier Platz finden.

Die hauptsächlichsten notwendigen Angaben sind:

Oberes Tragdeck:	14,5 m · 2,3 m	= 33,3 m²
Unteres Tragdeck:	11,6 m · 2,3 m	= 26,7 m²
	Insgesamt	= 60,0 m²

Trägt man der gegenseitigen Beeinflussung der beiden übereinander befindlichen Flächen mit 20 % Verlust an Tragkraft Rechnung, so kommen zur Wirkung $60 - 26,7 \cdot 2 \cdot 0,2 = 49\ m^2$.

Das Leergewicht des Apparates wird angegeben mit	400 kg
Führer und Mitfahrer	150 „
Betriebsmittel	120 „
	670 kg

Die Eintragung der Resultate für die Berechnung der Kräfte-, Geschwindigkeits- und Arbeitsverhältnisse hat in folgender Zusammenstellung stattgefunden.

I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X	XI	XII
α^0	$\zeta_A \frac{\gamma}{g}$	$\zeta_w \frac{\gamma}{g}$	v	p	$\varepsilon = \frac{\zeta_A}{\zeta_w}$	$W_x = \frac{G}{\varepsilon}$ in kg	W'_x in kg	$W = W_x + W'_x$	N_{schw}	N_w	$N = N_{schw} + N_w$
0	0,019	0,002	26,8	$\frac{670}{49} \sim 13,7\ kg/m^2$	9,5	70,5	40,5	111	24,9	14,5	39,4
2	0,03	0,0025	21,3		12	55,8	25,6	81,4	15,85	6,7	22,6
4	0,04	0,0033	18,5		12,1	56	19,2	75,2	13,65	4,75	18,4
6	0,048	0,004	16,9		12	55,8	16	71,8	12,6	3,61	15,8
8	0,056	0,0053	15,6		10,6	63	13,7	76,2	13,2	2,85	16,0
10	0,065	0,008	15,0		8,7	77	12,7	89,7	15,4	2,5	17,9
15	0,066	0,0123	14,4		5,37	112,5	11,6	124,1	24	2,25	26,25

Zu den Zahlenreihen dieser Tabelle wird für den Gang der Berechnung der einzelnen Größen noch folgendes bemerkt.

— · — Für das Blériot-Profil.
— — Kreisförmig gewölbte Fläche mit $w = \frac{1}{13,5}$.
—— Breguet-Profil.

Abb. 51.

I. Diese Reihe enthält die verschiedenen Einfallswinkel, unter denen das Tragflügelmodell im Laboratorium untersucht worden ist.

II. und III. Die Luftwiderstandsziffern sind den Versuchsergebnissen von **Eiffel** entnommen und in Abb. 51 als Koordinaten der Punkte auf der voll ausgezogenen Kurve dargestellt.

IV. Die vom Neigungswinkel abhängige Fluggeschwindigkeit berechnet sich aus

$$G = W_y = \zeta_A \frac{\gamma}{g} F v^2$$

oder mit der Einheitsbelastung $p = \frac{G}{F}$ aus

$$v = \sqrt{\frac{p}{\zeta_A \cdot \frac{\gamma}{g}}}.$$

VI. Diese Reihe enthält das Verhältnis der Auftriebs- zur Widerstandsziffer abhängig vom Einfallswinkel.

VII. Der mit dem Neigungswinkel wechselnde Rücktrieb

$$W_x = \zeta_W \frac{\gamma}{g} F \cdot v^2, \text{ oder mit } G = \zeta_A \frac{\gamma}{g} F v^2 \text{ auch } W_x = \frac{G}{\varepsilon}.$$

VIII. Der schädliche Widerstand ist unter Annahme einer schädlichen Widerstandsfläche $f = \frac{3}{4}$ m² angesetzt mit $W'_x = 0{,}075 \cdot 0{,}75 \cdot v^2$.

X. Die Schwebeleistung in PS ausgedrückt wird ermittelt aus

$$N_1 = \frac{G \cdot v}{\varepsilon \cdot 75}.$$

XI. Die zur Überwindung der schädlichen Widerstände notwendige Motorleistung findet man aus

$$N_2 = W'_x \cdot v.$$

In Abb. 53a sind auf der Abszissenachse die Geschwindigkeiten in m/sec abgetragen, als Ordinaten die Leistungen N_{schw} und N_w zum Schweben und zur Überwindung der schädlichen Widerstände; es ergeben sich die Kurven N_{schw} und N_w, die ein übersichtliches Bild über die Veränderlichkeit der Leistung mit α darbieten.

Beispiel zu einem Neuentwurf.

Für die Wahl des Tragdeckprofils muß man sich in Anlehnung an ausgezeichnete Vorbilder entscheiden. Die Werte der für verschiedene Neigungen α geltenden Widerstandskoeffizienten sind aus den Diagrammen verschiedener Forscher, wie z. B. durch Eiffel, für mannigfaltige Profile bekannt geworden.

Da die Charakteristik jedes Flugzeugs von 5 Größen, dem Gewicht G, der Leistung L, der Tragfläche F, der schädlichen Fläche f und der Geschwindigkeit v abhängig ist, so muß die Wahl über 4 Größen getroffen werden, um die fünfte mit den Beziehungen

$$G = W_y = 1{,}1\, \zeta_A \frac{\gamma}{g} F v^2 \tag{1}$$

$$L = 1{,}1\, \zeta_W \frac{\gamma}{g} F v^3 + 0{,}075\, f\, v^3 \tag{2}$$

für die vorteilhaftesten Verhältnisse zu bestimmen, z. B. es ist in Anlehnung an das Profil des Breguet-Flugzeugs für 780 kg Gesamtlast für v = 90 km/std = 25,2 m/sec, bei 1 m² geschätzter schädlicher Fläche, eine Flugmaschine zu entwerfen, wenn für diese ein 100-PS-Motor zur Verfügung steht; von dieser Leistung seien 50 % als Reserve vorgesehen. In Abb. 51 sei das von Eiffel für das Breguet-Profil gefundene Diagramm in der voll ausgezogenen Kurve wiedergegeben.

Setzt man aus (1) den Wert von F nach (2) ein, so erhält man den Zusammenhang zwischen ζ_W und ζ_A

$$\frac{\zeta_W}{\zeta_A} = \frac{v^2}{G} \cdot \left(\frac{L}{v^3} - 0{,}075\, f\right). \tag{3}$$

Für unsere Werte geht die Gleichung (3) über in:

$$\frac{\zeta_W}{\zeta_A} = \frac{25^2}{780} \cdot \left(\frac{75 \cdot 50}{25^3} - 0{,}075 \cdot 1\right) = 0{,}13$$

oder

$$\zeta_A = \frac{1}{0{,}13} \cdot \zeta_W.$$

Das ist im ζ_A- und ζ_W-Koordinatendiagramm die Gleichung einer Geraden, die durch den Koordinatenursprung geht; wird diese Gerade in das für das Breguetprofil von Eiffel gefundene Diagramm eingezeichnet, so ergibt der Schnittpunkt P den günstigsten Einfallswinkel α und die zugehörigen Werte von ζ_W und ζ_A.

Der Abb. 51 entnimmt man für $\alpha \sim 10^0$, für $\zeta_A \frac{\gamma}{g} = 0{,}065$, für $\zeta_W \frac{\gamma}{g} = 0{,}008$.

Mit der Gleichung (1) wird

$$F = \frac{G}{1{,}1 \cdot \zeta_A \frac{\gamma}{g} \cdot v^2} = \frac{780}{1{,}1 \cdot 0{,}065 \cdot 625} \sim 17{,}5 \text{ m}^2.$$

Es soll damit nicht gesagt sein, daß für die angenommenen Verhältnisse unter allen Umständen das Breguetprofil das vorteilhafteste ist; kennt man die Diagramme für die verschiedenen Profile, so kann das günstigste Profil wie folgt rasch ermittelt werden, wenn man auf eigene aerodynamische Untersuchung im Laboratorium verzichten muß.

Man zeichnet die $\zeta_W - \zeta_A$ Gerade auf durchsichtiges Papier und legt sie der Reihe nach in die Widerstandsdiagramme, aus denen man durch Vergleich sofort die passendsten Werte ermittelt.

Für den vorliegenden Fall wird sich noch das nach einem Kreisbogen gewölbte Profil mit $w = \frac{1}{13{,}5}$ eignen mit $\alpha \sim 10^0$ und $\zeta_A \frac{\gamma}{g} = 0{,}073$, $\zeta_W \frac{\gamma}{g} = 0{,}009$, wie der Vergleich der Geraden und der gestrichelten Kurve in Abb. 51 andeutet.

Für diesen Fall wird

$$F = \frac{780}{1{,}1 \cdot 0{,}073 \cdot 625} \sim 15{,}5 \text{ m}^2$$

schon genügen.

Im ersten Falle ist für das Tragdeck $\varepsilon \sim 8$, im zweiten Falle hat ε den Wert ~ 7.

Im ersten Falle ist eine Vortriebskraft

$$P_1 = \frac{G}{\varepsilon} + 0{,}075 \, f \, v^2 = \frac{780}{8} + 0{,}075 \cdot 625 \sim 144{,}5 \text{ kg},$$

im zweiten Falle

$$P_2 = \frac{780}{7} + 0{,}075 \cdot 625 \sim 159 \text{ kg}$$

erforderlich.

H. Die günstigste Geschwindigkeit bei kleinstem Vortrieb.

Das wirksamste Mittel zur Erhöhung der Betriebssicherheit des Drachenflugzeugs bildet seine Geschwindigkeit. Sie wird umso größer ausfallen können, je größer die Vortriebskraft bei gegebener Motorleistung werden kann. Dies wird der Fall sein, wenn der Anteil an Vortriebskraft zur Überwindung der Horizontalkomponente des Luft-

widerstandes in einem bestimmten Verhältnis zu dem Anteil steht, der auf die schädlichen Bewegungswiderstände entfällt. Das günstigste Verhältnis zwischen beiden wird sich für jede Flugmaschine ebenso wie die für jedes System passende Fluggeschwindigkeit ermitteln lassen.

Schon um das Jahr 1870 hat der französische Flugtechniker Pénaud sich mit dem Problem des Fluges in bezug auf die größte Dauer und weiteste Flugstrecke bei geringstem Antrieb beschäftigt. Seinem Gedankengange wollen wir hier folgen.

Die nötige Vortriebskraft haben wir nach Gleichung (IXa) gefunden:

$$P = W_x + W'_x, \text{ wobei } W_x = \frac{G}{\varepsilon} = \frac{G \cdot \zeta_W}{\zeta_A} = \frac{G}{\zeta_A} \cdot \zeta_W \cdot \frac{G}{G} = \frac{G^2 \zeta_W}{\zeta_A \cdot W_y}$$

wenn man für $G = W_y$ setzt; für $W_y = \zeta_A \cdot \frac{\gamma}{g} F v^2$ geht dann der Wert von W_x über in:

$$W_x = \frac{G^2 \cdot \zeta_W}{(\zeta_A)^2 \cdot \frac{\gamma}{g} F v^2} = \frac{G^2 \zeta_W \frac{\gamma}{g}}{\left(\zeta_A \cdot \frac{\gamma}{g}\right)^2 \cdot F v^2}; \quad W'_x = 0{,}075 \, f \, v^2.$$

Der Kürze halber machen wir die Setzung:

$$\frac{G^2 \zeta_W \frac{\gamma}{g}}{\left(\zeta_A \frac{\gamma}{g}\right)^2 F} = C$$

und $0{,}075 \, f = C'$ und schreiben P in der Form

$$P = \frac{C}{v^2} + C' v^2 \qquad \text{(XIV)}$$

Je rascher der Flug, desto kleiner erscheint in dieser Form der Anteil $\frac{C}{v^2}$ an Vortriebskraft, der zur Erzeugung der Hebekomponente verwendet wird.

Der günstigste Wert an Vortriebskraft wird sich für jene Geschwindigkeit v aus der Gleichung (XIV) ermitteln lassen, die sich aus der Nullsetzung des Wertes $\frac{dP}{dv}$ ergibt,

$$\frac{dP}{dv} = o = -2 \cdot \frac{C}{v^3} + 2 v \cdot C'; \quad -C + v^4 C' = o;$$

$$v = v_0 = \sqrt[4]{\frac{C}{C'}}. \qquad \text{(XV)}$$

Mit diesem gewonnenen Ausdrucke folgt aus Gleichung (XIV) die Beziehung

$$P_{min} = C' \sqrt{\frac{C}{C'}} + C' \sqrt{\frac{C}{C'}} = 2 \sqrt{C\,C'} \qquad \text{(XIVa)}$$

d. h. der günstigste Wert für P wird sich einstellen, wenn die beiden Anteile an Widerstand einander gleich werden: Rücktrieb oder Horizontalwiderstand gleich schädlicher Widerstand.

Gleichung (IX a) geht in diesem Falle über in

$$P = 2\frac{G}{\varepsilon}. \qquad \text{(XIVb)}$$

Ist diese Bedingung erfüllt, so wird die Flugmaschine in bezug auf abzugebende Vortriebskraft ökonomisch konstruiert sein.

Für den Zweidecker von Breguet z. B., der bei dem vom französischen Kriegsministerium ausgeschriebenen Wettbewerbe besondere Vorzüge aufgewiesen hat, soll die einschlägige Nachrechnung hier Platz finden.

Das Gesamtgewicht betrug einschließlich Nutzlast 1025 kg; aus dem für dieses Profil entworfenen Diagramm ist zu entnehmen für $\alpha \sim 7^0\,30'$ Einfallswinkel, für $\zeta_A \frac{\gamma}{g} = 0{,}0535$ bzw. für die wirkliche Ausführung $1{,}1 \cdot 0{,}0535 \sim 0{,}059$; für $\zeta_W \frac{\gamma}{g} = 0{,}005$ bzw. $1{,}1 \cdot 0{,}005 \sim 0{,}0055$; Tragdeck $F = 35\ m^2$.

Mit diesen Werten findet man

$$C = \frac{1025^2 \cdot 0{,}0055}{(0{,}059)^2 \cdot 35} \sim 47\,480$$

und $C' = 0{,}075 \cdot 1{,}5 = 0{,}1125$, wenn $1{,}5\ m^2$ schädliche Widerstandsfläche geschätzt wird.

$$v_0 = \sqrt[4]{\frac{C}{C'}} = \sqrt[4]{\frac{47\,480}{0{,}1125}} \sim 25\ \text{m/sec}.$$

Nach der Tabelle von Prof. Dr.-Ing. Bendemann in Nr. 16 Z. d. Ver. deutsch. Ing., Jahrgang 1912, war dieses Flugzeug für 90 km/std = 25 m/sec gebaut.

Die normale Fluggeschwindigkeit beträgt: aus $G = \zeta_A \frac{\gamma}{g} F v^2$

$$v_2 = \sqrt{\frac{1025}{0{,}059 \cdot 35}} \sim 22\ \text{m/sec}.$$

Der geringste Wert für die Vortriebskraft:

$$P_{min} = 2 \sqrt{C\,C'} \sim 150\ \text{kg}.$$

Die entsprechende Leistung beträgt

$$L = 150 \text{ kg} \cdot 25 \text{ m/sec} = 3750 \text{ mkg/sec}$$

und in PS ausgedrückt $\frac{3750}{75} = 50$ PS an der Schraubenwelle.

Mit $\eta = 65\,\%$ des Schraubenmechanismus wird die Motorleistung

$$N_e = \frac{50}{0{,}65} = 77 \text{ Ps.}$$

Das Flugzeug war mit einem 100-PS-Motor System Chenu ausgerüstet.

J. Die Grenzen der erreichbaren Geschwindigkeit.

Einen übersichtlichen Einblick in die Geschwindigkeitsverhältnisse der Drachenflugzeuge, in das, was erreicht worden ist und was in Zukunft erreicht werden dürfte, verschaffen wir uns durch nachstehende Betrachtung, die umso lehrreicher erscheint, als sie uns gleichzeitig den Weg weist, der zur Erreichung einer großen Geschwindigkeit zu beschreiten sein wird.

Die Gleichung (XIV) für die Vortriebskraft hatte die Form:

$$P = \frac{C}{v^2} + C' v^2.$$

Die zur Erzeugung dieses Vortriebes notwendige Leistung erhält man durch Multiplikation mit der erlangten Fluggeschwindigkeit v, so daß

$$L = P v = \frac{C}{v} + C' v^3 \qquad \text{(XVI)}$$

wird.

Der erste Summand dieser Beziehung lehrt, daß sein Anteil an motorischer Leistung umso kleiner sein wird, je größer die Fluggeschwindigkeit v ist; ein scheinbarer Widerspruch mit den Gesetzen der Dynamik, der sich löst, wenn bedacht wird, daß in Hinsicht auf die Gleichung (VII) dem zunehmenden v ein kleiner werdender Wert ζ_A und diesem ein geringerer Einfallswinkel α entspricht. Zu einem kleiner werdenden Einfallswinkel gehört ein kleinerer Horizontalwiderstand und damit eine kleinere motorische Leistung. Die Überwindung der schädlichen Widerstände hingegen erfordert eine mit der 3. Potenz der Geschwindigkeit wachsende Leistung.

Die Geschwindigkeit v_1, die dem kleinsten Werte L_{min} entspricht, läßt sich sofort aus der Beziehung $\frac{dL}{dv} = 0$ ermitteln.

Durch Differentiation der Gleichung (XVI) nach v erhält man:

$$\frac{dL}{dv} = 0 = -\frac{C}{v^2} + 3\,C'\,v^2; \quad v_1^4 = \frac{C}{3\,C'};$$

$$v_1 = \sqrt[4]{\frac{C}{C'}} \cdot \sqrt[4]{\frac{1}{3}} \qquad \text{(XVII)}$$

oder

$$v_1 = 0{,}77\ v_0 \qquad \text{(XVII a)}$$

Die Geschwindigkeit für die kleinste Leistung ist das 0,77 fache der günstigsten Geschwindigkeit für die relativ kleinste Vortriebskraft.

Für das Breguet-Flugzeug z. B. wird

$$v_1 = 0{,}77 \cdot 25 = 19{,}25\ \text{m/sec.}$$

Die Gleichung (XVII) sagt aus, daß sich die Geschwindigkeit kleinster Leistung auf zweifache Weise erhöhen läßt.

1. Durch Vergrößerung des Zählers C.
2. Durch Herabminderung von C'.

Zu 1. Aus

$$C = \frac{G^2\,\zeta_W \cdot \frac{\gamma}{g}}{\left(\zeta_A \cdot \frac{\gamma}{g}\right)^2 \cdot F} = p\,\frac{G \cdot \zeta_W \cdot \frac{\gamma}{g}}{\left(\zeta_A \cdot \frac{\gamma}{g}\right)^2}$$

ersieht man, daß dessen Wert durch Erhöhung der spezifischen Belastung p vergrößert werden kann. Dieser Weg ist von vielen Konstrukteuren unter Anwendung einer geeigneten Stahlrohrkonstruktion für die Tragdecken beschritten worden; die Benutzung des Stahlrohrs entspricht einer gewichtsleichten Anordnung, die hohe Beanspruchung zuläßt.

Man findet heute $p = 30\ \text{kg/m}^2$ Flügelbelastung als häufigen Wert, ja sogar der Wert $40\ \text{kg/m}^2$ (Paulhan-Tatin, Lufttorpedo 1911 Paris) ist bereits erreicht worden.

Zu 2. In neuerer Zeit ist dieses Mittel der Verminderung von C' durch geeignete Strebenquerschnitte, zweckmäßige Linienführung in der bootsförmigen Gestaltung des Rumpfes, Einkapselung des Motors usw. mit großem Vorteile benutzt worden. Was hier zu erwarten ist, zeigt eine einfache Rechnung.

Würde es gelingen, die schädliche Widerstandsfläche auf $^1/_{16}$ der ursprünglichen herabzudrücken, so würde sich die Geschwindigkeit um

$$\sqrt[4]{16} = 2$$

auf das Doppelte erhöhen.

Von einer Verminderung des Widerstandes in so hohem Grade sind wir noch weit entfernt, doch ist es nicht ausgeschlossen, daß durch be-

sonders geschickte Anordnung eine Erniedrigung auf ¼ sich erreichen läßt.

Dann wird

$$v_1' = \sqrt[4]{4\,v_1} = 1{,}414\,v_1.$$

Die üblichen Geschwindigkeiten sind heute für Zweidecker 80 bis 90 km/std, für Eindecker 80—120 km/std, so daß durch dieses Hilfsmittel die Geschwindigkeiten sich auf 120 km/std bzw. 140 km/std steigern lassen.

Solche Geschwindigkeiten sind heute schon üblich. Védrines ist bekanntlich mit der Höchstgeschwindigkeit von über 174 km/std in Pau geflogen.

Diese Werte sind wohl das Höchste, was sich in nächster Zeit wird erreichen lassen, und aus diesen hier erörterten Gründen müssen alle vor einiger Zeit gemachten Angaben über Geschwindigkeiten von 250 bis 300 km/std in das Reich der Fabel verwiesen werden.

Es erscheint nicht überflüssig, darauf aufmerksam zu machen, daß laut Gleichung (VII) mit der Größe der Tragfläche die Auffluggeschwindigkeit abnimmt, so daß letzten Endes für $F = \infty$, $v = 0$ sich ergeben würde; weil eine genügend große Tragfläche den Gleitwinkel des Flugzeugs verringert, so wird von mancher Seite auf eine mit dem kleinen Tragdeck aufs engste verknüpfte große Eigengeschwindigkeit verzichtet. Diesen Standpunkt vertritt z. B. die deutsche Militärbehörde, die folgerichtig auf zu große Eigengeschwindigkeiten keinen Wert legt; sie hindert die Beobachtung und Erkundung gegnerischer Bewegungen, das Abwerfen der Geschosse wird erschwert.

Es wäre für die Regulierfähigkeit des Fluges mit der zukünftigen Flugmaschine wünschenswert, wenn der Motor auf verschiedene Geschwindigkeitsübersetzungen arbeiten könnte, ähnlich wie im Automobilbau, um der jeweiligen Steigung, der augenblicklich gewünschten Geschwindigkeit die Kraftabgabe des Motors anzupassen.

Es kann gezeigt werden, daß der Lenker der Maschine bei einem gewissen Überschuß über die zum normalen Fluge notwendige Leistung leicht in der Lage ist, die Flugmaschine mit verschiedenen Geschwindigkeiten fliegen zu lassen.

Die zu v_1 gehörende kleinste Leistung erhält man durch Einsetzung des gefundenen Wertes für v_1 nach Gleichung (XVI).

$$L_{min} = \frac{C}{\sqrt[4]{\frac{C}{3\,C'}}} + C' \sqrt[4]{\left(\frac{C}{3\,C'}\right)^3} = \frac{4}{3}\sqrt[4]{3\,C\,C'} \qquad \text{(XVIII)}$$

Drückt man C durch v_1 aus, $C = 3\,C' v_1^4$, so geht L_{min} in die Form über

$$L_{min} = \frac{4}{3}\sqrt[4]{3\,(v_1^4 \cdot 3\,C')^3\,C'} = 4\,v_1^3\,C' \qquad \text{(XVIII a)}$$

Die der normalen Fluggeschwindigkeit zugehörige Leistung in Gleichung (XVI)

$$L = \frac{C}{v} + C' v^3$$

kann auch mit dem früheren Wert C geschrieben werden

$$L = 3\,C' \frac{v_1^4}{v} + C' v^3 = C' v^3 \left[1 + 3\left(\frac{v_1}{v}\right)^4\right] \qquad \text{(XIX)}$$

und das Verhältnis zwischen normaler und kleinster Leistung

$$\frac{L}{L_{min}} = \frac{v^3}{4\,v_1^3}\left(1 + 3\left(\frac{v_1}{v}\right)^4\right) = \frac{1}{4}\left[\left(\frac{v}{v_1}\right)^3 + 3\,\frac{v_1}{v}\right] \qquad \text{(XX)}$$

Zeichnet man sich für verschiedene Verhältnisse $\frac{v}{v^1}$ als Abszissen die zugehörigen Werte $\frac{L}{L_{min}}$ als Ordinaten auf, so erhält man als geometrisches Bild der gefundenen Beziehung die in Abb. 52 dargestellte Kurve.

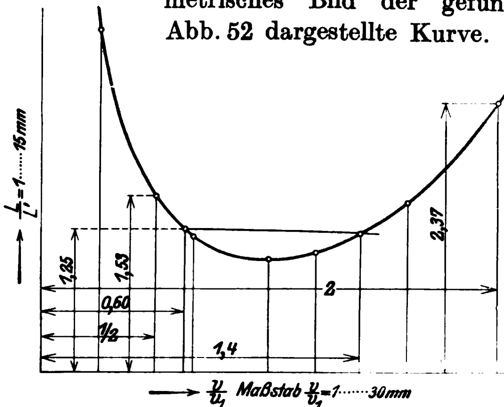


Abb. 52.

Wird für das Verhältnis $\frac{v}{v_1} = 2$ gewählt, also die Fluggeschwindigkeit dank Ausrüstung mit einem genügend großen und leichten Motor doppelt so groß wie die zur kleinsten Leistung gehörige genommen, dann wird

$$\frac{L}{L_{min}} = \frac{1}{4}\left(2^3 + 3{,}5\right) = 2{,}37;$$

die zugehörige Leistung ist jetzt das 2,37 fache der kleinsten Leistung; will man jedoch den großen Geschwindigkeiten näherkommen und die normale Fluggeschwindigkeit auf das 4 fache der zur kleinsten Leistung gehörenden steigern, dann ist

$$\frac{L}{L_{min}} = \frac{1}{4}\left(4^3 + \frac{3}{4}\right) = \frac{64{,}75}{4} \sim 16{,}2.$$

Der Motor müßte jetzt mehr als das 16 fache der kleinsten Leistung abgeben können; liefert er für L_{min} 30 PS, so müßte er beispielsweise jetzt 486 PS leisten; wohin man mit solchen Forderungen nach den großen Geschwindigkeiten von 300 km/std kommt, zeigt auch diese Untersuchung deutlich.

Wiegt im ersten Falle der Motor für 1 PS ca. 2 kg, so würde im zweiten Falle das Motorgewicht 972 kg machen, also eine tote Last von 972—60 = 912 kg zu heben haben, abgesehen von den schwereren Ausrüstungsteilen, dem kräftiger konstruierten Aufbau, dem größeren mitzuführenden Brennstoffgewicht, das solche große Leistungen notwendig machen würden.

Verfügt der Motor über einen Überschuß von 25 %, so kann aus der Abb. 52 für $\frac{L}{L_{min}} = 1{,}33$ der zugehörige Wert für $\frac{v}{v_1} \sim 0{,}60$ bzw. 1,40 entnommen werden, also die Geschwindigkeit 40 % nach oben und unten verändert werden; bei 80 km/std Normalgeschwindigkeit kann innerhalb der ziemlich weiten Grenzen 48 km/std bis 112 km/std die Fluggeschwindigkeit reguliert werden.

Verfügt man bei 100 km/std Normalgeschwindigkeit über einen Überschuß von 50 % Motorleistung, Verhältnisse, wie sie heute nicht mehr vereinzelt angetroffen werden, dann wird für $\frac{L}{L_{min}} = 1{,}5$, $\frac{v}{v_1} = 0{,}5$ bzw. 1,6, so daß man in der Lage wäre, die Geschwindigkeit bei scharfer Fahrt auf $1{,}6 \cdot 100 = 160$ km/std zu steigern und vor dem Landen auf $0{,}5 \cdot 100 = 50$ km/std sinken zu lassen.

Mit $v_1 = 0{,}77\ v_0$ oder $\frac{v_0}{v_1} \sim 1{,}3$ erhält man aus Abb. 52 ein zugehöriges Verhältnis $\frac{L}{L_{min}} = 1{,}15$, d. h. zur Erlangung der Geschwindigkeit des kleinsten Vortriebes muß der Motor gegenüber seiner zum Fliegen nötigen kleinsten Leistung einen Überschuß von 15 % an Leistung aufweisen können.

Selbstverständlich kann man sich die Geschwindigkeit des Fluges unaufhörlich vermehrt denken durch eine größere Leistung des Motors, soweit diese Vergrößerung mit dem Motorgewichte vereinbar ist; nach unten kann jedoch die Geschwindigkeit nur bis zu der Grenze sinken, an der noch ein Schweben in der Luft möglich ist. **Unterhalb dieser Geschwindigkeit hilft die größte Motorleistung nichts.**

Eine Änderung der Geschwindigkeit läßt sich nicht nur durch Regulierung des Motors erzielen, indem seine Tourenzahl durch Drosselung des Gasgemisches bzw. durch Änderung des Gasgemisches eine andere wird, sondern auch durch Änderung des Neigungswinkels α der Tragflächen mit der Horizontalen. Für größer werdende Winkel wird v kleiner werden und umgekehrt.

Der Wert der großen Eigengeschwindigkeit des Flugzeugs liegt in der größeren Sicherheit des Fluges gegenüber der Wetterlage, in dem größeren Wirkungsbereiche und nicht zuletzt in der erhöhten Stabilität.

K. Die Geschwindigkeit des geringsten Brennstoffverbrauches.

An die in Abb. 53a, b wiedergegebene Darstellung sei noch die für den praktischen Flug gewiß bedeutungsvolle Frage nach derjenigen Geschwindigkeit angeknüpft, die den geringsten Brennstoffverbrauch ergibt. Soll der Weg $s = \overline{ae}$ in Abb. 53b in t Sekunden durchlaufen werden, so muß die Reisegeschwindigkeit $v_a = \frac{s}{t}$ sein; v_a ist von der jeweiligen Windrichtung und Windstärke sowie von der Eigengeschwindigkeit abhängig. Für NW-Wind von der Stärke $v_w = 10$ m/sec und für verschiedene Eigengeschwindigkeiten $\overline{c1}$, $\overline{c2}$, $\overline{ce}$ sind die absoluten oder Reisegeschwindigkeiten $\overline{a1}$, $\overline{a2}$, $\overline{ae}$ als resultierende Geschwindigkeiten aus Eigen- und Windgeschwindigkeit dargestellt; unter den ersteren ist diejenige mit dem Mindestverbrauch an Betriebsstoff zu suchen. Es sei der sekundliche Benzinverbrauch des Motors B_0 seiner Leistung N proportional gesetzt, dann wird in t Sekunden der Verbrauch steigen auf $B = t \cdot B_0 = t \cdot N \cdot c$, wenn c eine von der Motorkonstruktion abhängige konstant angenommene Größe bedeutet.

Nach den Untersuchungen von P. Renard findet man die günstigste Geschwindigkeit durch folgendes zeichnerisches Verfahren. Man trägt vom Ursprung O auf der negativen Ordinatenachse die Windkomponente v'_w ab, die zur Reiserichtung senkrecht steht; in Abb. 53 ist $O\,A = v'_w$ gemacht worden. Auf der Abszissenachse wird die in die Reiserichtung fallende entgegengesetzt genommene Komponente $v''_w = O\,B$ gemacht.

Mit den Geschwindigkeiten im Zirkel schneidet man von aus A auf der Abzsissenachse Punkte 1, 2, 3...7 ab, in denen man als Ordinaten die zu den Geschwindigkeiten zugehörigen Leistungen aus der Reihe XII (S. 71) aufträgt; so erhält man die Leistungskurve L. Wird von B aus eine Tangente an diese Kurve gelegt, im Berührungspunkte T die Ordinate b gefällt, dann ergibt die Verbindung des Fußpunktes T′ mit A die gesuchte Geschwindigkeit v_g; in unserem Zahlenbeispiel erhält man $v_g = 16{,}9$ m/sec, die das Flugzeug einhalten müßte, wenn es die größte Reichweite erringen will; denn unter sonst gleichen Umständen wird sich jenes Flugzeug umso länger in der Luft halten, je größer sein Benzinvorrat bzw. je kleiner sein Verbrauch ist.

Die Grenzen, innerhalb welcher die Geschwindigkeit des stabil fliegenden Flugzeugs sich ändern kann, erhellen aus der Anwendung der Stabilitätsuntersuchung von Painlevé, der angibt, daß für den stabilen Flug nur jene Geschwindigkeiten in Betracht kommen, die rechts vom

Minimum, also vom tiefsten Punkte der Widerstandskurve, liegen. Beim Breguet-Flugzeug liegt dieser kritische Punkt P_0, wie aus Abb. 53a, in die die Widerstandskurve bei W mit den aus der

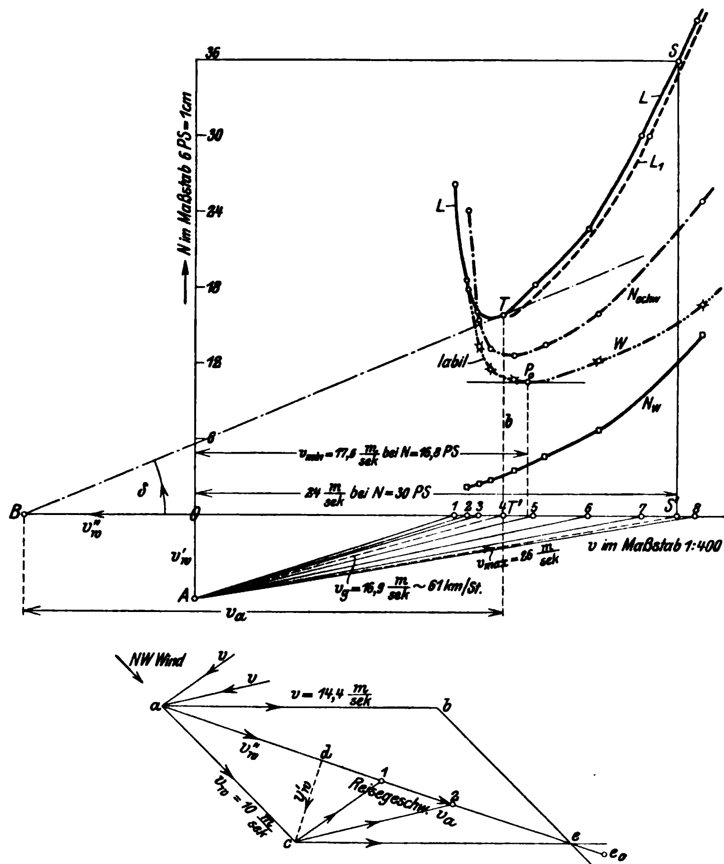


Abb. 53a, b.

Reihe IX auf Seite 71 entnommenen Werten als Ordinaten eingetragen wurde, zu ersehen ist, bei $v_{min} = 17{,}6$ m/sec; die höchste Geschwindigkeit ist hingegen natürlich von der Größe des Motors abhängig; bei einem 60-PS-Motor und 0,6 Gesamtwirkungsgrad der Arbeitsübertragung von Motor zur Schraube stehen

$$0{,}6 \cdot 60 = 36 \text{ PS}$$

zur Verfügung; denen entspricht, aus dem Schaubild 53a entnommen, eine Höchstgeschwindigkeit $v_{max} = \overline{A\,S'} = 26$ m/sec. Diese Betrachtung würde das bemerkenswerte Resultat ergeben, daß für die gewählte

Stärke und Richtung des Windes das Flugzeug stabil mit der in bezug auf Benzinverbrauch günstigsten Geschwindigkeit fliegen könnte, weil ja diese Geschwindigkeit sich bereits jenseits des tiefsten Punktes auf dem Stabilitätsaste der Widerstandskurve befindet.

Der Beweis für die Richtigkeit obiger Konstruktion geht aus folgender Überlegung hervor. Wir haben den Brennstoffverbrauch ausgedrückt

$$B = c \cdot t \cdot N = c \cdot \frac{s}{v_a} \cdot N.$$

Nun ist N zeichnerisch durch die Strecke T T′ gegeben, während der Nenner v_a der Strecke B T′ gleichkommt, wie ein Vergleich mit der Abb. 53b darlegt. Die letzte Gleichung kann daher aus der Zeichnung durch einen ihm proportionalen Ausdruck ersetzt werden, der lautet:

$$B = \frac{T\,T'}{B\,T'} = \operatorname{tg} \delta,$$

und dieses Verhältnis wird, wie in der Aufgabe verlangt wird, ein kleinstes, wenn der Zähler T T′ am kleinsten wird. Dann verläuft B T tangential an die Leistungskurve.

Daß solche Betrachtungen zu der Konstruktion von Kurvenscharen für jede beliebige Windstärke und Windrichtung herüberleiten, aus denen man für vorliegende Verhältnisse die für den Benzinverbrauch jeweilige günstigste Geschwindigkeit ablesen kann, hat Herr Dr.-Ing. Wieselsberger in einem Aufsatz der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Heft 2, Jahrgang 1913, gezeigt.

L. Die Flugbahn.

1. Einfluß der Schraubenkraft.

Solange sich die Luftwiderstandskräfte, Eigengewicht und Zugkraft der Schraube im Gleichgewichtszustande befinden, wird der Schwerpunkt der Flugmaschine bzw. das Flugzeug selbst in horizontaler gleichförmiger Bewegung begriffen sein. Der Gleichgewichtszustand, der unter anderem die Erfüllung der Gleichung $P = \Sigma W = W_x + W'_x$ zur Voraussetzung hat, wird bei einem bestimmten Neigungswinkel α des Tragdecks eintreten, der möglichst dem günstigsten für die kleinste aufzuwendende Arbeit entsprechen soll (Abb. 54).

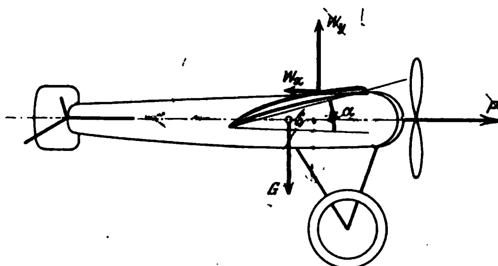


Abb. 54.

Ist jedoch die Vortriebskraft der Luftschraube größer als die Bewegungswiderstände, so wirkt die Kräftedifferenz beschleunigend auf das Flugzeug ein, die Fluggeschwindigkeit wird wachsen, eine Zunahme der Hebekomponente W_y wird die Folge sein, so daß zum Ausgleich des gestörten Gleichgewichtes ein Steigen der Flugbahn stattfindet. In diesem Falle besteht die Beziehung

$$P = W_x + W'_x + G \cdot \sin(\varphi - \alpha),$$

denn die Schraubenkraft hat außer den in die neue Bewegungsrichtung fallenden Widerständen noch die Komponente des Gewichts zu über-

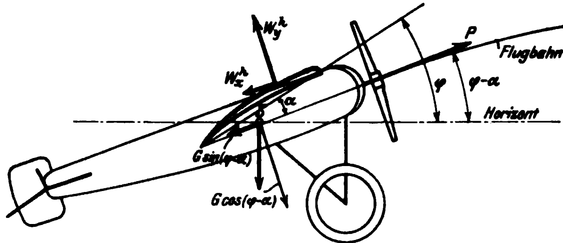


Abb. 55.

winden, die in die Flugrichtung fällt; der Luftwiderstand hingegen hat mit seiner Normalkomponente W_y der Gewichtskomponente $G \cos(\varphi - \alpha)$ das Gleichgewicht zu halten (Abb. 55).

Dem Zuwachs an P entspricht der Mehraufwand an Hebungsarbeit in der Steigung. Die Geschwindigkeit in der steigenden Flugbahn wird praktisch gleich der in der horizontalen Flugrichtung bleiben, wie die Beispiele S. 71 gezeigt haben.

Für den Fall, daß $P < W_x' + W_x$ wird, muß die Differenz verzögernd auf die Flugbewegung einwirken, die Fluggeschwindigkeit nimmt ab und damit auch W_y, so daß ein Sinken der Flugbahn die Folge sein wird. Jetzt wird die Flugbahn unterhalb des Horizontes verlaufen, der Winkel $(\alpha - \delta)$ der Tangente an die Flugbahn mit dem Horizonte ist gewissermaßen als negativer Winkel zu betrachten. Für das Gleichgewicht ist jetzt die Gleichung maßgebend

$$P + G \sin(\alpha - \delta) = \Sigma W;$$

die in die Flugbahn fallende Komponente des Gewichtes unterstützt die Schraubenkraft P, während die zur Flugbahn senkrecht stehende Gewichtskomponente vom Luftwiderstande aufgehoben wird (Abb. 56).

Schwankungen der Motorleistung, selbst wenn diese nur von kurzer Dauer sind, werden eine Veränderlichkeit der Vortriebskraft und damit eine Beeinflussung der Flugbahn mit sich bringen. Durch die vorstehende Betrachtung übersieht man, in welcher Weise die Flugbahn eines Drachenfliegers geregelt werden kann. Als wirksamstes

Mittel verwenden wir die vorhin genannte Veränderung der Zugkraft durch die Regulierung der Motorleistung; die Bahnneigung wird mit der Größe der Zugkraft zunehmen.

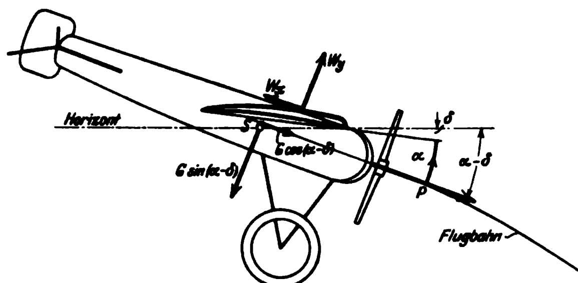


Abb. 56.

Da die Anforderungen an die Zuverlässigkeit der Regulierfähigkeit der Benzinmotoren außerordentlich hoch sind, werden sie von schwungradlosen Motoren kaum befriedigend erfüllt werden, so daß man gezwungen war, sich in der Flugtechnik noch eines zweiten wichtigen Hilfsmittels zur Regelung der Flugbahn zu bedienen, eines Höhensteuers, dessen Bedeutung später eingehend gewürdigt werden soll.

2. Einfluß des Windes.

Alle die vorhin geschilderten Erscheinungen werden, durch den Wind beeinflußt, mehr oder minder anders verlaufen. Der Wind verändert nicht nur die Art der zurückgelegten Bahn, sondern er hat auch auf die Größe der erreichten Bahngeschwindigkeit einen wesentlichen Einfluß, wie im nächsten Abschhitt auseinandergesetzt wird.

Die Flugmaschinen, die dem Zwecke des Verkehrs von Ort zu Ort zu dienen haben werden, sollen an einem beliebigen Orte der Erde sich in die Luft erheben, das Luftmeer mit der gewünschten Geschwindigkeit durchfliegen, um an einem im voraus bestimmten Punkte der Erdoberfläche zu landen. Für die Nutzbarmachung der Flugmaschine zum Zwecke dieses Transportes ist die absolute- oder Reisegeschwindigkeit v_a des Flugzeuges in bezug auf die unterhalb des Führers ruhend gedachte Erdoberfläche maßgebend. Bei Windstille wird v_a mit der Eigengeschwindigkeit v der Flugmaschine identisch sein, letztere bei gegebener Konstruktion abhängig von der motorischen Ausrüstung.

Anders gestalten sich die Verhältnisse bei Wind. Dann hat man drei Arten der Bewegungen des Flugzeuges bzw. drei verschiedene durch das Gesetz vom Parallelogramm der Geschwindigkeiten zusammenhängende Geschwindigkeiten zu unterscheiden (Abb. 57).

Die Eigengeschwindigkeit v des Flugzeugs, zufolge welcher es sich bei gleicher Motorenleistung in gleichen Zeiten um dieselbe Wegstrecke gegenüber der umgebenden Luft verschiebt, unabhängig davon, ob die Luft in Ruhe oder in Bewegung sich befindet. Aus dem Wege s,

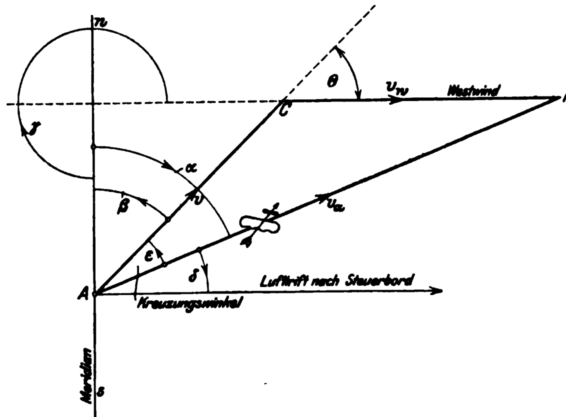


Abb. 57.

der einmal in der Zeit t_1 mit Wind, ein zweites Mal in der Zeit t_2 entgegen dem Wind zurückgelegt wird, kann die mittlere Eigengeschwindigkeit

$$v = \frac{s}{2} \frac{t_1 + t_2}{t_1 \cdot t_2}$$

gefunden werden.

Die augenblickliche Eigengeschwindigkeit bzw. ihre Änderung läßt sich mit der von Dr. Brabbée konstruierten Pitotschen Röhre finden.

Die Eigenrichtung des Flugzeugs, die durch seine Längsachse festgelegt ist, wird gemessen durch den Winkel zwischen Richtung von v nach dem Meridian der Nord-Südrichtung n s.

Die Windgeschwindigkeit v_w, die das Flugzeug aus der Richtung seines Eigenweges abtreibt; v_w wird sekundliche Lufttrift genannt und kann den Angaben der meteorologischen Hauptstationen (Drachenstationen) für die Windstärken entnommen werden. Die Richtung der Lufttrift ist die der herrschenden Windrichtung und wird von der Windrichtung nach dem Meridian im Sinne des Uhrzeigers festgelegt durch den Winkel γ (im Falle des Westwindes 270°). Die Lufttrift erfolgt nach Steuerbord, wenn der Winkel rechts von der Fahrtrichtung zu liegen kommt, sonst nach Backbord.

Die Reisegeschwindigkeit v_a bestimmt den in der Zeit t in bezug auf die Erde zurückgelegten Weg. Ihre Richtung wird vom

Meridian aus durch den Winkel α im Sinne des Uhrzeigers nach der Fahrtrichtung hin gemessen. Der Winkel zwischen Fahrtrichtung und Eigenrichtung wird Kreuzungswinkel genannt, und dieser liegt nach Backbord, wenn die Spitze des Flugzeugs links von der Fahrtrichtung sich befindet.

Die Größe von v_a ist das Ergebnis der beiden vorher genannten Geschwindigkeiten und folgt aus dem Geschwindigkeitsdreieck als Resultante aus v und v_w durch die Schlußlinie A B.

v_a = A B ist dann die absolute Geschwindigkeit des Flugzeugs in bezug auf die feststehend gedachte Erde. Man kann auch den Begriff der Relativgeschwindigkeit einführen und so schließen. Um die Relativgeschwindigkeit des Flugzeugs in bezug auf bewegte Luft zu finden, ändern wir in beiden Systemen den Bewegungszustand im gleichen Sinne, z. B. durch Hinzufügen der entgegengesetzt genommenen Windgeschwindigkeit v_w = B C. Die bewegte Luft gelangt dann zur Ruhe, während das Flugzeug zu seiner absoluten Geschwindigkeit noch die entgegengesetzt genommene Windgeschwindigkeit v_w besitzt. Wir erhalten dann v als Relativgeschwindigkeit durch die Resultante aus v_a und $-v_w$ oder als geometrische Summe aus v_a und $-v_w$. Die relative Bewegung des Flugzeugs in Hinsicht auf die bewegte Luft wird übergeführt in seine absolute Bewegung in ruhend gedachter Luft.

Das Flugzeug macht also die Windbewegung mit, der Führer spürt die Windstärke nicht, nur der eigene, von der Luftschraube erzeugte Wind weht dem Führer entgegen; das muß wohl bedacht werden; ist das Flugzeug einmal in den Lüften, macht der Wind seinen Einfluß geltend und zwingt die Flugmaschine, seine Bewegung mitzumachen; es ist jedoch dem Winde nicht überlassen, weil es über eine eigene Geschwindigkeit, dank seinem Motor, verfügt; der Freiballon wird sich, da eine Eigengeschwindigkeit nicht vorhanden ist, in bezug auf die Luft, mit der er treibt, relativ in Ruhe befinden.

Schließen nach Abb. 57 Wind- und Eigengeschwindigkeit den Winkel Θ miteinander ein, so wird im Dreiecke A C B die Beziehung bestehen

$$v_a^2 = v_w^2 + v^2 - 2\, v_w \cdot v \cos (180 - \Theta)$$

oder

$$v_a = \sqrt{v_w^2 + v^2 + 2\, v_w \cdot v \cos \Theta}. \qquad \text{(XXI)}$$

Für $\Theta = 0$ weht ein Wind im Sinne der Eigenbewegung, so daß der Lenker den Wind im Rücken hat; dann ist:

$$v_a = v + v_w.$$

Das Flugzeug hat an absoluter Geschwindigkeit die Summe aus Eigen- und Windgeschwindigkeit, so daß nach einer Zeit t der Weg $s = (v_w + v) \cdot t$ durchflogen wird.

Ist $\Theta = 180^0$, der Führer erhält Gegenwind, dann ist $v_a = v - v_w$. Der Wind vermindert die Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges, wirkt aber gleichzeitig hebend auf die Tragfläche, aus welchem Grunde der Führer beim Auffluge diese Stellung zumeist einzunehmen versuchen wird.

Mit $\Theta = 90^0$ wird $v_a = \sqrt{v_w^2 + v^2}$ der allerkleinste Wert der absoluten Geschwindigkeit bei Seitenwind.

Bezüglich der Größenverhältnisse der absoluten Geschwindigkeit zu den beiden anderen hat man drei Fälle zu unterscheiden:

$$v \gtreqless v_w.$$

Die Erscheinung des mechanischen Fluges ist an und für sich an verhältnismäßig große Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges gebunden; 15 m/sec = 54 km/std dürfte eine der unteren Grenze nahe Eigengeschwindigkeit sein. Nach meteorologischen Beobachtungen ist die Wahrscheinlichkeit, einen schwächeren Wind als einen solchen von 15 m/sec Geschwindigkeit anzutreffen, 88 %, d. h. von 100 Tagen des Jahres dürfte es sich etwa an 12 Tagen von selbst verbieten, sich in die Luft zu erheben, um gegen diese bedeutenden Windstärken anzukämpfen. Für den praktischen Flugtechniker bieten solche Anemometer-(Windstärkemesser)beobachtungen beherzigenswerte Anhaltspunkte. Die Erfahrung lehrt überdies, daß die Winde in verschiedenen Höhen häufig nicht nur die Geschwindigkeit, sondern auch ihre Richtung wechseln, so daß es in Zukunft dem Lenker bis zu einem gewissen Grade unbenommen bleibt, solche Luftregionen aufzusuchen, die seine absolute Geschwindigkeit am meisten begünstigen.

M. Das Flugbereich.

Von größter Wichtigkeit für die Leistungsfähigkeit des Flugzeuges, für den von ihm zu vermittelnden Verkehr ist sein Flugradius, das ist die größte Entfernung vom Auffflugsorte, die die Flugmaschine in Hinsicht auf ihren Benzinvorrat zurückzulegen vermag.

1. Für den Fall $v > v_w$ kann das Flugzeug theoretisch auch gegen Wind nach jedem beliebigen Punkte der Erde gelangen. Bildlich lassen sich die hier geltenden Verhältnisse wie folgt festhalten. Vorausgesetzt sei, daß der Wind in einer horizontalen Ebene wehe. In der Abb. 58 sei Westwind von der Geschwindigkeit v_w = B A angenommen. Vom Punkte O fliege das Flugzeug mit der Geschwindigkeit v = O B = O C auf mit Gegenwind, so daß nach der Zeiteinheit, z. B. nach einer Sekunde, O A = O B − B A = $v - v_w$ zurückgelegt wird, wobei v und v_w in m/sec oder in km/std ausgedrückt

werden. Würde die Flugmaschine mit dem Winde aufgeflogen sein, so würde sie in der gewählten Zeiteinheit den Weg

$$OC + CD = v + v_w$$

zurückgelegt haben, also in D eingetroffen sein. Würde die Flugbahn in Richtung O E gelegen sein, so gelangt das Flugzeug unter dem Einflusse des wehenden Windes nach F. Es befindet sich mithin nach

Abb. 58.

derselben Zeit, je nachdem es mit dem Winde, gegen den Wind oder in beliebiger Richtung fliegt, bald in D, A oder F. Letztere Punkte liegen sämtlich von M um den Wert v entfernt, so daß der Satz ausgesprochen werden kann:

Für $v > v_w$ ist der geometrische Ort aller von der Flugmaschine erreichbaren Punkte ein Kreis, dessen Radius v = der Eigengeschwindigkeit und dessen Mittelpunkt M vom Aufflugsorte um v_w in der Windrichtung entfernt ist.

Würde man z. B. nach einer Zeiteinheit den Aufflugsort F erreichen wollen, so müßte man in O den Kurs in der Richtung des Pfeiles 2 nehmen, so daß O F die absolute Geschwindigkeit der Flugmaschine in bezug auf den Erdboden bedeuten würde.

Der Flächeninhalt des Kreises, den man in dem Fahrtzeitmaximum t_{max} bestreichen kann, heißt das Fahrtbereich oder Aktionsfeld des Flugzeugs.

2. $v < v_w$.

In eine weit größere Abhängigkeit vom Winde gerät der Lenker des Flugzeuges in dem Augenblick, in welchem der wehende Wind zu einer solchen Stärke anwächst, daß seine Geschwindigkeit die der Flugmaschine überragt, was nur bei besonders stürmischen Tagen eintreten wird (Abb. 59).

Dann stellt sich das Flugbereich in beschränkterem Maße dar, wie die folgende Überlegung lehrt.

Es sei O wie früher der Aufflugspunkt, O M = v_w die Windgeschwindigkeit, während A M = v die Eigengeschwindigkeit bedeute. Beschreibt man nach früher mit M als Mittelpunkt einen Kreis vom Radius v, dann wird die Flugbahn, wenn M P = v Richtung und Größe der Eigengeschwindigkeit bedeutet, in Richtung O P verlaufen. Zieht man von O aus die beiden Tangenten O P′ und O P″ an den Kreis, so begrenzen diese denjenigen Raum, der von O aus unter den gegebenen Verhältnissen bestrichen werden kann. Die größte Öffnung des erreichbaren Winkelraumes erhält man im Dreiecke O P′ M aus der Beziehung:

Abb. 59.

$$\sin \varepsilon = \frac{v}{v_w}. \qquad \text{(XXII)}$$

Das Aktionsfeld hängt nunmehr von dem Verhältnis beider Geschwindigkeiten ab.

3. $v = v_w$

Für $\sin \varepsilon = 1$ oder $v = v_w$ wird jetzt die Hälfte des Horizontes als Flugbereich zur Verfügung stehen, entpsrechend der Begrenzungsebene a-a. Das Verhältnis $\frac{v}{v_w}$ ist für die Luftschiffahrt von größter Bedeutung.

N. Der Wind.

1. Allgemeines.

Über die Vorgänge in der Atmosphäre, die die aerodynamischen Verhältnisse betreffen, sind wir noch nicht eingehend genug unterrichtet; trotz der jahrzehntelangen gewissenhaften Beobachtungen, die angestellt werden, bedarf noch vieles der Klärung.

Die über der Erde lagernden Luftmassen erfahren infolge der ungleichen Sonnenbestrahlung Wärmeunterschiede, die Druckunter-

schiede hervorrufen; so entstehen Luftverschiebungen, die wir als Wind bezeichnen, wenn sie vornehmlich horizontal verlaufen, zum Unterschiede von den Luftströmungen, die auf auf- und absteigenden Luftbewegungen beruhen.

Der Wind ist bewegte Luft, doch ist diese Bewegung keineswegs stets von gleicher Richtung und von gleicher Geschwindigkeit. Wäre die Luft in gleichförmiger Bewegung, verspürte man selbst bei Wechsel der Höhenlagen keinerlei Einwirkung; der im Freiballon befindliche Luftschiffer würde sich in derselben Lage befinden wie der im Eisenbahnwagen des gleichförmig dahinrollenden Zuges befindliche Passagier oder wie der Insasse einer Kajüte eines auf dem glatten ruhigen See schwimmenden Dampfers.

Anders im Lenkballon oder in der Flugmaschine; hier fühlt der Lenker den von seiner Vorwärtsgeschwindigkeit erzeugten Eigenwind als Luftzug unabhängig von der eingeschlagenen Richtung; den wehenden Wind spürt er jedoch nicht, da das Flugzeug die Windbewegung mitmacht. Das wichtige Hilfsmittel, das ihm unfehlbar das Mittel gibt, zu beurteilen, ob Wind weht, liegt für ihn in der Beobachtung der unter ihm in schiefer Lage mit mehr oder minder großer Geschwindigkeit fliehenden Erde. In großen Höhen scheint es allerdings dem Flieger, als ob seine Maschine nur eine geringe Geschwindigkeit besäße, denn aus großer Höhe betrachtet, scheinen die irdischen Gegenstände, Bäume usw. infolge der großen Entfernung nur langsam an ihm vorbeizuziehen. Erst vor dem Landen, in Erdnähe bemerkt er überrascht die große Geschwindigkeit. Er muß sich dieser Tatsache bei beabsichtigter Landung wohl bewußt sein. Will er diese ausführen, so muß er sein Flugzeug so wenden, daß sich die Erde in Richtung seiner absoluten Bewegung zu bewegen scheint.

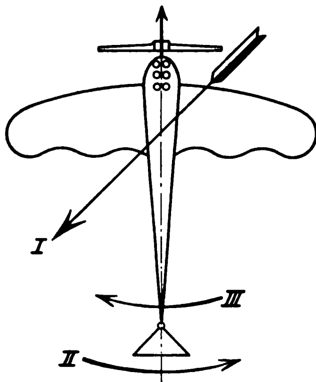


Abb. 60.

Bemerkt der Führer der Flugmaschine, daß z. B. die Erde in der Richtung des Pfeiles I in Abb. 60 unter ihm flieht, so wird er nach rechts im Sinne des Pfeiles II wenden, in der Absicht, allmählich dem Winde entgegenzufliegen; vermindert er dann die Eigengeschwindigkeit, dann erscheint ihm die Erde immer langsamer bewegt. Jetzt ist der Augenblick zur Landung gekommen, die sanft und ohne erhebliche Erschütterungen erfolgen kann. Sie soll also stets bei Gegenwind stattfinden.

Hätte der Führer hingegen eine Linkswendung ausgeführt, im Sinne des Pfeiles III, dann würde er die Erde immer rascher und geneigter auf sich zukommend beobachtet haben, und falls schließlich diese Wendung so weit ausgeführt worden wäre, daß die absolute Bewegung der Flugmaschine in entgegengesetzte Richtung der scheinbaren Erdbewegung fällt, dann wird jetzt bei Rückenwind die größte Relativgeschwindigkeit zwischen Erde und Flugzeug vorhanden sein.

Wird jetzt in diesem Augenblicke die Landung herbeigeführt, dann kann bei heftigem Winde eine große Gefahr für Lenker und Maschine entstehen, indem sich bei Berührung der Erdoberfläche eine große Auslaufstrecke ergibt, längs welcher gegen ein Hindernis gestoßen werden kann.

Man kann alle durch Luftbewegung hervorgerufenen unvorhergesehenen Ereignisse auf zwei Fälle zurückführen, je nachdem der Wind seiner Stärke oder seiner Richtung nach wechselnd auftritt.

Ist ersteres der Fall, und wächst die Stärke des Gegenwindes, dann wird die Flugmaschine steigen wollen, wobei die Gefahr des Umschlagens beseitigt werden muß; ist der Rückenwind im Abnehmen begriffen, dann wird die Flugmaschine vorne fallen wollen, diesem muß durch die Steuerung entgegengearbeitet werden. Falls hingegen der Wind von gleichbleibender Stärke seine Richtung ändert, so wird jetzt der von der Seite kommende Windstoß eine Neigung des Flugzeuges herbeiführen, es entsteht ein Schaukeln des Maschinenkörpers, wie man dies am Wasser, durch die Energie der herankommenden Wellen am Boot herbeigeführt, beobachten kann. Auch diese Störung muß durch geeignete Steuerbewegung vernichtet werden.

Solange der Lenker seine Macht über die Steuerorgane nicht verloren hat, so lange ist es im allgemeinen nicht schwer, bei einigem Kraftüberschuß und einer genügend großen Geschwindigkeit über die Luftströmungen und über die daraus entstehenden störenden Bewegungen der Flugmaschine Herr zu werden.

2. Störungen in der Luftbewegung.

Die bisher unternommenen Meßversuche haben den wellenförmigen Verlauf von Störungen in der atmosphärischen Bewegung dargelegt. Sie können mannigfacher Art sein:

a) Die Turbulenz der Luft. Sie hat ihre Ursache in dem ungleichmäßigen Verlauf der über die Erde hinwegstreichenden Luft, die Periode ihrer Schwankungen in der Sekunde ist sehr gering. Sie hat nur eine sehr geringe Vertikalerstreckung und hört in 40—50 m Höhe auf. Die Turbulenz beunruhigt den gleichförmigen Flug und ruft ein leichtes Schwanken dadurch hervor, daß die Relativgeschwindigkeit unter dem Tragdeck sich bei Gegenwind vermindert.

b) Die Böen, die durch Abkühlung und Erwärmung der Erdoberfläche entstehen und sich als ab- und aufsteigende Luftbewegungen äußern. Gefährlicher sind die Gewitterböen, die durch Kondensation des Wasserdampfes bei ungleichmäßiger Temperatur in der Luft, also bei Vorhandensein von warmen und darüber hinwegstreichenden kalten Luftschichten auftreten. Die Gewitterböen äußern sich darin, daß sich vor und hinter einer Kumuluswolke (Haufenwolke) stark absteigende und aufwärts bewegende Luftströmungen befinden, die das Flugzeug herunterreißen bzw. nach oben treiben. Der Wirkungsbereich solcher auf- und absteigender Luftströme in der Nähe von Gewitterwolken kann viele Kilometer Reichweite betragen.

c) Die sogenannten Luftlöcher äußern sich als Stellen verminderter Relativgeschwindigkeit des Windes unterhalb der Tragfläche, zufolge welcher das Flugzeug wegen der verminderten Tragkraft in die Tiefe fällt, als ob es in ein wirkliches Loch geraten wäre. Unter diese Bezeichnung fallen verschiedenartige Luftbewegungen.

α) Zuweilen sind es Luftschichten, die von Wirbeln mit geringer Ausdehnung erfüllt sind; treffen solche horizontale Wirbelschichten, die häufig nur einen Durchmesser von 20—40 m haben, eine Flugmaschine oder nur einen ihrer Tragflügel, so wird sich bei Gegenwind die Relativgeschwindigkeit der Luft unter den Tragflügeln verringern und das Flugzeug, oft auch nur eine Seite, senken. Solche Luftlöcher rufen also infolge der Geschwindigkeitsänderungen in der Luftbewegung eine Verminderung des Tragvermögens hervor. Es sind Windsprünge in horizontaler und vertikaler Richtung. Sie äußern sich in größerer Höhe oder unmittelbar vor der Landung in der sonst windstillen Zone über der Erdoberfläche.

β) Infolge ungleichmäßiger Erwärmung von Boden und Umgebung entstehen thermische Fallböen. An großen Seen, in großen Städten, an breiten Flüssen, dort, wo die Luft an großen Häusern oder Wäldern hinstreicht, breiten sie sich vorzugsweise aus und kommen ähnlich der Schornsteinwirkung als vertikal aufsteigender Luftkanal zur Wirkung.

γ) Durch Unebenheiten der Erdoberfläche äußert sich das Luftloch als Gebirgsböe. Innerhalb 200 m Höhendifferenz hat man bis 10 m/sec Windsprünge beobachtet. Vertikale aufsteigende Luftströmungen werden in der Nähe der Berge umgebogen, so daß sie parallel zu den Bergschichten streichen.; fliegt die Maschine mit Gegenwind, so wird die Geschwindigkeit des Flugzeugs hinter dem Berge geringer sein als vor der Erhebung. Die Eigengeschwindigkeit verlangsamt sich.

δ) Die Wellenbewegung. Sie entsteht beim Zusammentreffen von Wind verschiedener Richtung in einer dünnen Grenzschicht, z. B. wenn Ost- und Westwind übereinandergelagert sind, so entstehen in der Grenzschicht Wellenbewegungen, die mit einer Amplitude von mehreren

Hunderten von Metern langsam ausschwingen; auf dem Wellenberg bilden sich Schäfchenwolken. Kommt ein Flugzeug hinein, dann entsteht ein leichtes Schwanken; es wird größer sein, wenn man gegen die Wellen fliegt, auch die Zahl der vom Flugzeug getroffenen Wellen verstärkt die Störung der Maschine.

3. Die Windgeschwindigkeit.

Die Stärke des Windes und die damit zusammenhängende Geschwindigkeit der Luftbewegung waren bis vor kurzem nur für den Meteorologen und den Seemann von Interesse und diese bestimmten die Geschwindigkeit der strömenden Luft zumeist nach der Beaufort- und meteorologischen Skala.

Man kann die Geschwindigkeit eines Körpers v in m/sec oder in km/std angeben; zwischen beiden Maßgrößen besteht die einfache Beziehung, die durch den Zusammenhang der beiden Einheiten von Länge und Zeit gegeben ist.

$$1 \text{ m} = 0{,}001 \text{ km},$$

$$1 \text{ sec} = \frac{1}{3600} \text{ std},$$

also

$$v_w \text{ m/sec} = \frac{0{,}001 \text{ km}}{\frac{1}{3600} \text{ std}} = 3{,}6\, v_w \text{ km/std},$$

Meteorologische Windstärke-Skale	Geschwindigkeit in m/sec	Geschwindigkeit in km/std	Charakteristische Merkmale
0 Ruhig	0—1	0—3,6	Stillstand — Blattbewegung.
1 Leichter Luftzug . . .	1—4	3,6—14,4	Blätterrauschen.
2 Mäßig	4—8	14,4—28,8	Starke Blattbewegung.
3 Ziemlich stark (frische und kräftige Brise) . .	8—12	28,8—36	Kleine Zweige bewegen sich.
4 Stark (sehr frisch und kleine Windstöße) . . .	12—16	36—57,6	Bewegung mittlerer und kräftiger Zweige.
5 Heftig (starker böiger Wind)	16—25	57,6—90	Stämme bewegen sich.
6 Stürmisch	25—30 und mehr	90—108 und mehr	Bäume werden entwurzelt.

Die in der ersten Reihe in Klammer gesetzten Bezeichnungen sind der Beaufort-Skala entnommen.

Zur Messung der Windgeschwindigkeiten dienen Anemometer.

4. Einfluß der Luftwirbel auf den Flug.

Die zahlreichen Opfer, die die moderne Flugtechnik von ihren Anhängern an Leben gefordert hat, haben zumeist ihre Ursache in der verhängnisvollen Einwirkung von Luftwirbeln, Windwellen, Böen, die störend in den gleichförmigen Flug der Flugmaschine eingreifen. Solche Luftwirbel können als Luftschichten aufgefaßt werden, die in schwingender Bewegung befindlich sind und sich gemäß den im vorigen Abschnitt angeführten Ursachen über der Erdoberfläche, über Felsen, Hügeln, Bergen, Baumalleen, Gehölz- und Buschwerk und über Häuserwinkeln, kurz überall dort bilden, wo Gegenstände, die in die Luft hineinragen, der vorbeifließenden Luft ein Hindernis bereiten. So können hinter diesen in die Luft ragenden Hindernissen wirbelnde Luftbewegungen auftreten, die als Böen der im niedrigen Fluge über die Hindernisse hinwegfliegenden Maschine gefährlich werden können.

Höhenflüge sind daher an und für sich nach dieser Richtung sicherer, weil diese an solche Erdgegenstände gebundenen Böen nicht so hoch hinaufreichen. Auch beim Auffluge und bei der Landung bedarf es wegen der in Bodennähe oft vorhandenen Luftwirbel der peinlichsten Bedienung der entsprechenden Steuerorgane, um solchen zufällig auftretenden Hindernissen zu begegnen.

Von Interesse ist vor allem die Einwirkung solcher Luftwirbel, wie sie sich in absteigenden Luftströmungen äußern, auf die Erhaltung des Schwebezustandes; letzterer ist bekanntlich dadurch bedingt, daß die gewölbten Tragflügel mit einer genügenden Vorwärtsgeschwindigkeit durch die Luft durchgezogen wurden. Hierbei werden die Luftfäden von ihrer Richtung beim Eintritt unter die Tragfläche in vertikalem Sinne bei ihrem Austritte abgelenkt. Die längs der Tragflächenwölbung mit gleicher Geschwindigkeit v abströmende Luft besitzt an Austrittsgeschwindigkeit in vertikaler Richtung den Wert

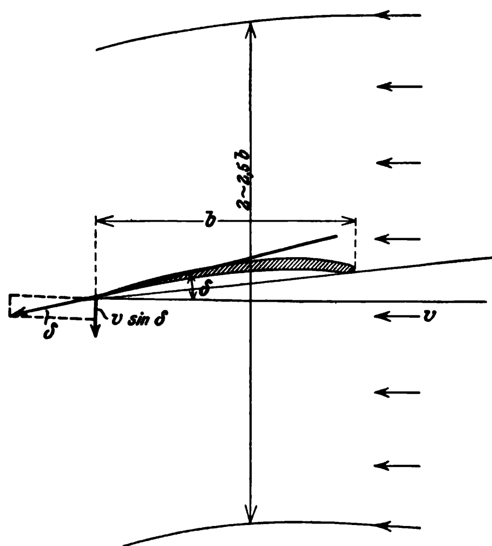


Abb. 61.

$$v_v = v \sin \delta,$$

wenn δ die Neigung des letzten Tragflächenelementes gegen den Hori-

zont und v die Geschwindigkeit des Tragdecks gegenüber der ruhend gedachten Luft angeben (Abb. 61).

Nach dem Satz vom Antriebe ist der Kraftantrieb gleich der Zunahme an Bewegungsgröße:

$$K \cdot t = m\,(v_v - 0);$$

letztere errechnet sich als Differenz zwischen $m \cdot v_v$ und $m \cdot 0$, denn die Geschwindigkeit der Luft vor dem Durchzuge des Tragdecks war 0 und wurde infolge Richtungwechsels längs der Tragfläche auf den Wert v_v gesteigert; m bedeutet die abgelenkte Luftmenge. Wird angenommen, daß diese Ablenkung in der Zeiteinheit 1 Sek. vor sich geht, dann ist der sekundliche Kraftantrieb

$$K = m \cdot v_v = m \cdot v \sin \delta.$$

Diesem Wert entspricht als Reaktionswirkung die Hebekomponente

$$W_y = G = K = m \cdot v_v.$$

Durch Umrechnung kann gezeigt werden, daß die Grenzlagen jener Luftschichten, die vom bewegten Tragdeck in ihrem Bewegungszustande beeinflußt werden, in einer Entfernung von diesen nach oben und unten zu suchen sind, welche insgesamt ein Luftband von einer Höhe ungefähr gleich der $2\frac{1}{2}$fachen Tiefe der Tragflächen ergibt. Das beeinflußte Luftband selbst ist unabhängig von der Neigung α und von der Geschwindigkeit.

Anders stellen sich die Verhältnisse, falls die von der Tragfläche getroffene Luft sich bereits in Abwärtsbewegung infolge Luftwirbel oder einer sonstigen Ursache, wie ungleiche Bodenerwärmung usw., befindet. Die Relativgeschwindigkeit zwischen abwärts strömender Luft und der von der Tragfläche nach unten geworfenen Luft wird abnehmen und sogar 0 werden, für den Fall, daß die Luftströmung die gleiche Abwärtsgeschwindigkeit v_v besitzt. Die Folge davon ist, daß die hervorgerufene Reaktion W_y auch abnimmt, bzw. 0 werden kann, der Schwebezustand ist dann unmöglich, die Einhaltung der horizontalen Flugbahn undenkbar.

Ist beispielsweise für den Horizontalflug v = 16 m/sec, und ist das letzte Tragflächenelement unter 6° gegen die Flugrichtung geneigt, dann wird

$$v_v = 16 \sin 6^0 = 1{,}66 \text{ m/sec};$$

würden nun die nach unten strömenden Luftschichten die gleiche Vertikalgeschwindigkeit besitzen, dann wäre nach dem Vorhergehenden der Schwebezustand nicht zu erhalten, die Wirkung des Luftloches kommt zustande, und das Flugzeug beginnt zu sinken.

Die Gefahr, von diesen nach unten sich erstreckenden Luftwellen herabgedrückt zu werden, ist umso größer, je rascher die Vorwärts-

bewegung geschieht, eine Behauptung, die im ersten Augenblicke widerspruchsvoll erscheint, jedoch sich sofort erklärt, wenn man folgende Überlegung anstellt.

Für größer werdende Fluggeschwindigkeiten wird die in der Sekunde zur Ablenkung gebrachte Luftmenge m größer, für doppelte Fluggeschwindigkeit wächst also m auf den doppelten Wert an; dann muß aber für unveränderlich bleibenden Wert von W_y (Bedingung für den Horizontalflug) die Vertikalgeschwindigkeit v_v auf die Hälfte herabsinken. Ist jedoch v_v verkleinert worden, dann wächst der Einfluß absteigender Luftströmungen im gleichen Maße. Es wird somit in der Tat der Einfluß vertikaler Luftwirbel umso größer, je rascher der Flug geschieht. Die Behauptung also, daß größere Geschwindigkeiten die Erhaltung des Gleichgewichtes fördern, muß in Hinsicht auf vorstehende Besprechung eingeschränkt werden.

Aus dieser Betrachtung könnte für die Konstruktion der Tragfläche der Schluß gezogen werden, daß es nützlich erscheint, die vertikale Geschwindigkeitskomponente der nach hinten aus der Tragfläche austretenden Luft möglichst groß zu halten.

Jedenfalls ist die vertikale Geschwindigkeitskomponente der von der Tragfläche abgelenkten Luftmenge ein wichtiges Merkmal einer jeden Konstruktion, weil man, ihrer Größe entsprechend, den Wert derjenigen vertikalen Windgeschwindigkeit einschätzen kann, die einen Flug im Luftmeer umöglich macht.

Die Wirkung des Luftloches und der mit ihm verwandten wellenartigen Luftbewegungen in der Horizontalen lassen sich an der Hand nachstehender Betrachtung ähnlich rechnerisch verfolgen, wie dies vorstehend für die Vertikalströmung geschah.

Die Einwirkung wird bedingt durch den Wechsel von Stärke und Richtung des Windes in den verschiedenen Höhen des Luftmeeres. Hierher gehört auch die Wirkung, in der sich die Windstille unmittelbar über dem Erdboden äußert, wenn das Flugzeug aus der Zone der Luftbewegung hineingelangt. In 30 m Höhe über dem Erdboden weht fast stets stärkerer Wind als unmittelbar über dem Erdboden, der in den benachbarten Unebenheiten Windschutz findet.

Das Flugzeug hat z. B. 20 m/sec = 72 km/std Eigengeschwindigkeit v und fliegt mit Gegenwind v_w = 10 m/sec Geschwindigkeit, ein Wert, der noch unterhalb der Grenze liegt, bei welcher heute Überlandflüge ausgeführt werden. Die Reisegeschwindigkeit des Flugzeuges, seine absolute Geschwindigkeit v_a in bezug auf einen Standpunkt auf der Erde wird somit sein $v_a = 20 - 10$ m/sec = 36 km/std; hingegen wird die Relativgeschwindigkeit der Luft in bezug auf die Tragfläche den Wert der Eigengeschwindigkeit haben, also in unserem Falle 72 km/std.

Geht der Gegenwind in einer anderen Höhenlage in Rückenwind von gleicher Stärke über, dann treten beim Durchfluge dieser Trennungszone vollständig veränderte Verhältnisse auf. Das Flugzeug und der Rückenwind bewegen sich mit gleicher Geschwindigkeit und in gleicher Richtung, haben also die Relativgeschwindigkeit Null:

$$10 \text{ m/sec} - 10 \text{ m/sec} = 0.$$

Die Tragkraft sinkt jetzt auf Null herab, ja man kann sich vorstellen, daß bei noch kräftigerem Rückenwind wie angenommen die Hebekomponente negativ wird, so daß das Eigengewicht vermehrt durch den Druck des Rückenwindes fallbeschleunigend auf das Flugzeug einwirken. Bei schwereren Maschinen wird sich natürlich die Fallhöhe größer ergeben als bei langsamen Flugzeugen.

Ähnliches gilt beim Eintritt des Flugzeuges in die windstille Zone vor der Landung. Hat das Flugzeug vor der Landung die obige Eigengeschwindigkeit und gelangt dann in 20—30 m Höhe über dem Boden in die stille Schichte, dann beginnt der Führer das Durchsacken zu fühlen, und selbst das Betätigen des Höhensteuers kann das Fallen nicht aufhalten, da infolge der verminderten Relativgeschwindigkeit seine Hebewirkung versagt. Aus diesem Grunde wäre das Landen auf erhabenen vom Winde bestrichenen Stellen vorzuziehen. Auf die Höhe des Durchsackens kann durch folgende Überlegung geschlossen werden. Ist v die Eigengeschwindigkeit des Flugzeugs, v_w die Geschwindigkeit des Gegenwindes, so ist allgemein die Relativgeschwindigkeit der Luft in bezug auf die Tragflächen $v + v_w$, die Absolutgeschwindigkeit des Flugzeugs in bezug auf die Erde $v - v_w$. Die kinetische Energie der Flugzeugmasse rechnet sich aus v zu

$$E = \frac{G}{g} \cdot v^2 \qquad (1)$$

Wird $v_w = - v_w$, d. h. gelangt das Flugzeug in die Luftschichte, in der Rückenwind von gleicher Stärke weht, oder vor der Landung in die stille Zone, in der $v_w = 0$ geworden ist, dann stellt sich die Geschwindigkeit unterhalb der Tragfläche in beiden Fällen auf $v - v_w$, und die kinetische Energie wird jetzt sein:

$$E_1 = \frac{G}{2g} \cdot (v - v_w)^2 \qquad (2)$$

Das Flugzeug „fällt in das Luftloch herab“, gewinnt beim Fallen an Geschwindigkeit, bis unter Hilfe der von Motor und Schraubenwirkung erzeugten Beschleunigung die zum Schweben nötige Geschwindigkeit und damit der Beharrungszustand erreicht ist. Dann stellt sich die absolute Geschwindigkeit für $v_w = - v_w$ auf $72 + 36 = 108$ km/std und für $v_w = 0$ bei Windstille über dem Boden auf 72 km/std.

Die während des Durchsackens längs der Tiefe h gewonnene kinetische Energie besitzt den Wert

$$E_2 = G \cdot h. \tag{3}$$

Sie muß die Differenz der vorhin angeführten Energiebeträge sein, die einen Verlust bedeuten. Man hat somit die Beziehung:

$$G \cdot h = \frac{G}{2g} \cdot v^2 - \frac{G}{2g} (v - v_w)^2 = \frac{G}{g} \cdot v_w \left(v - \frac{v_w}{2}\right);$$

daraus ermittelt man die Durchsackhöhe

$$h = \frac{v_w}{g} \cdot \left(v - \frac{v_w}{2}\right). \tag{4}$$

In unserem Falle würde sich eine theoretische Fallhöhe von

$$h = \frac{10}{g} \cdot \left(20 - \frac{10}{2}\right) = 15 \text{ m/sec}$$

ergeben.

Stellt man die Frage nach derjenigen Windgeschwindigkeit, bei welcher die größte Durchsackung zu erwarten ist, so erledigt sie sich aus der Beziehung

$$\frac{dh}{d v_w} = 0.$$

Aus Gleichung (4) erhält man durch Aufstellung des Differentialquotienten

$$v = v_w.$$

Sobald die in Richtung und Stärke veränderte Windgeschwindigkeit beim Wechsel der Höhenlage gleich der Eigengeschwindigkeit wird, hat man die größte Durchsackung zu erwarten.

Auch lehrt die Gleichung (4), daß die Durchsackung unabhängig vom Eigengewichte mit der Eigengeschwindigkeit zunimmt.

Solange das Luftloch in großer Höhe auftritt, kann das Flugzeug aufgerichtet und abgefangen, die Gefahr eines Sturzes vermieden werden; ist jedoch das Flugzeug unmittelbar über dem Boden einem Luftloche ausgesetzt, dann ist es unmöglich, selbst das stabilste Flugzeug vor einer Sturzlandung zu bewahren.

Der Praktiker begegnet dem Luftloche dadurch, daß er mit stark gedrosseltem (praktisch abgestelltem) Motor die Tiefenlage aufsucht und ihn voll anlaufen läßt, sobald das Gefühl vorhanden ist, in ein Luftloch geraten zu sein.

Ist der Führer gezwungen in einer und derselben Luftschicht Umkehr zu halten, so treten an der Wendestelle die gleichen Verhältnisse ein, wie sie besprochen wurden.

II. Gewichte und Tragdeckenausmaß der Flugmaschinen.

Verschiedene Forscher haben über diese Beziehung beim Vogelkörper eingehende Studien ausgeführt, und es ist gewiß von Interesse, die dort gewonnenen Resultate auch hier vergleichsweise anzuführen.

Von Hartings wurde aus zahlreichen Messungen ermittelt, daß das Verhältnis

$$\frac{\sqrt{F}}{\sqrt[3]{G}} \qquad \text{(I)}$$

fast unveränderlich für Vögel mit geometrisch ähnlich gebauten Flügeln sich vorfindet.

Bei kleinen Vögeln beträgt es etwa 3,4, bei großen 5.

Verwendet man den Ausdruck bei Flugmaschinen, z. B. für die Wrightsche Ausführungsform, dann ist

$$\frac{\sqrt{F}}{\sqrt[3]{G}} = \frac{7{,}74}{7{,}8} \sim 1,$$

bei der Grade-Maschine mit $F = 22\ m^2$ und $G = 200\ kg$

$$\sim 0{,}8.$$

Diese Resultate zeigen, daß die so häufig wiederkehrenden Versuche, zwischen Flugdrachen und Vögeln nach der Richtung hin Vergleiche anzustellen, nutzlos sind, denn die erste Bedingung jeder Vergleichsbasis, die Anpassung des Flugmaschinenkörpers in geometrischer Hinsicht an den Vogelkörper, ist mangelhaft erfüllt.

III. Das Gleichgewicht am Flugzeug.

A. Allgemeines.

Die Flugmaschine ist im Sinne der Mechanik als ein in der Luft freischwebender Körper aufzufassen, der sich unter der Einwirkung der an ihm angreifenden Kräfte in jedem Augenblick im Gleichgewicht befinden soll.

Wir bezeichnen den Gleichgewichtszustand als stabilen, wenn das nach eingetretener Störung am Körper auftretende Kräftespiel den ursprünglichen Zustand wieder zu erlangen sucht. Arbeiten jedoch die Kräfte auf Vergrößerung der eingetretenen Störung, dann wird der Zustand als labil bezeichnet.

Ist die Flugmaschine in jeder Lage in Hinsicht auf die einwirkenden Kräfte im Gleichgewicht, dann befindet sie sich im indifferenten Gleichgewicht.

Die Maschine ist umso stabiler gebaut, je heftiger die störenden Einflüsse sein dürfen, bevor sich ihre schädliche Wirkung äußert, je größer die Ablenkung aus der Gleichgewichtslage sein kann, ohne daß daraus für das Flugzeug eine Gefahr zur Wiederherstellung der ursprünglichen Gleichgewichtslage erwächst.

Wir unterscheiden heute die natürliche von der automatischen Stetigkeit oder Stabilität des Flugzeugs.

Bei ersterer wird durch besondere Formgebung und gegenseitige Lagenanordnung der Trag-, Steuer- bzw. Stabilitätsflächen, durch geeignete Zuordnung von Schwer- und Druckmittelpunkt die Erhaltung des Gleichgewichtes angestrebt.

Bei der automatischen Stabilisierung soll unter Ausschaltung der Tätigkeit des Führers, also unabhängig von diesem, die Gleichgewichtslage durch Verwendung geeigneter Hilfsvorrichtungen aufrecht erhalten werden.

Diese Art, das Flugzeug im Gleichgewichte zu erhalten, ist erst in neuerer Zeit Gegenstand ernsten Studiums geworden, ohne jedoch bislang eine einwandfreie Lösung gefunden zu haben.

Es mag noch erwähnt werden, daß verschiedene Forscher, wie z. B. Lanchester, die Ansicht vertreten, es müsse durch besondere Flächenanordnung allein eine natürliche, automatische Stabilität zu erreichen sein.

Beide Methoden der Gleichgewichtserhaltung sollen im folgenden eingehendere Betrachtung finden.

Zur Beurteilung der Gleichgewichtslage ist vor allem die Kenntnis von Größe und Richtung der wirksamen Kräfte notwendig; dazu gehören:

1. Das Eigengewicht G im Schwerpunkte S der im Betriebszustande befindlichen Gesamtkonstruktion.

2. Der resultierende Luftwiderstand W_r bzw. seine Komponenten, einschließlich des schädlichen Bewegungswiderstandes. Als Angriffspunkt ist der zur Resultierenden zugehörige Druckmittelpunkt aufzufassen.

3. Die Vortriebskraft P, die zur Überwindung aller in ihrer Richtung fallenden Widerstandskräfte dient und den Achsenmittelpunkt A der Luftschraube als Angriffspunkt hat.

Bei der Flugmaschine kann man nach Aufbau der Konstruktion über die Lage des Schwerpunktes S und über den Angriffspunkt A verfügen; diese Punkte sind dann für die gegebene Konstruktion unverrückbar, während der Druckmittelpunkt D nach dem Avanzinischen Gesetz mit der Neigung der Tragfläche veränderlich ist.

B. Arten der Stabilität (Stetigkeit).

Das Flugzeug wird unter dem Einflusse der angreifenden Kräfte mannigfache Gleichgewichtsstörungen erfahren können, die allgemein in einer fortsschreitenden Bewegung des Schwerpunktes nach einer der 3 Richtungen des Raumes bzw. in einer Drehung um eine dieser Richtungen als Drehungsachse bestehen können.

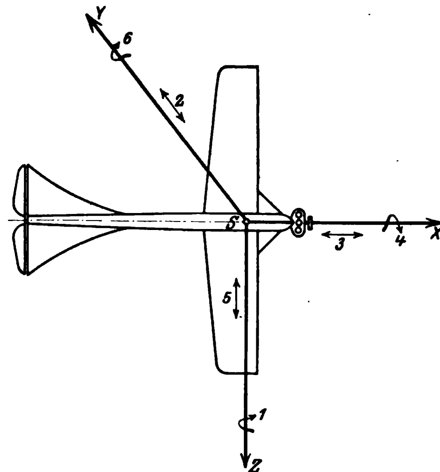


Abb. 62.

Wir legen in Abb. 62 durch den Schwerpunkt S des Flugszeugs derart ein räumliches Koordinatensystem, daß dessen X-Achse mit seiner Längsachse zusammenfällt; die Flugebene liegt somit in der Ebene X Z; dann stellt die Z-Achse die durch den Schwerpunkt gehende Querachse der Flugmaschine vor, die Y-Achse wird die zur Flugebene senkrechte Achse sein. Je nachdem die Möglichkeit einer Störung des Gleichgewichtes in einer dieser drei Ebenen X Y, Z Y, Z X betrachtet wird, spricht man von drei verschiedenen Stetigkeits- oder Stabilitätsbedingungen, denen das Flugzeug genügen muß. Man pflegt eine

Anzahl von Einzelbewegungen im Falle des gestörten Gleichgewichtes zu unterscheiden, die man sowohl bezüglich der auftretenden Drehungen um den Schwerpunkt als auch bezüglich der Schwerpunktsbewegung selbst mit besonderem Namen belegt.

1. Das Studium der Längsstabilität zieht in Betracht:

a) eine Drehung um die Z-Achse im Sinne des Pfeiles 1; das Flugzeug kippt oder stampft.

b) Verschiebung in der Vertikalebene Y X in der Richtung der Pfeile 2; die Flugmaschine wogt auf und ab.

c) Bewegung in horizontaler Richtung im Sinne der Pfeile 3, das Stoßen des Flugzeugs.

2. Die Schräg- oder Querstabilität bezieht sich

a) auf die Untersuchung der Drehung um die X-Achse entsprechend dem Pfeile 4; die Maschine rollt.

b) auf die Verschiebung in der Z-Achse in Pfeilrichtung 5; das Flugzeug rückt.

3. Die Richtungs- oder Seitenstabilität befaßt sich mit der Drehung um die Y-Achse im Sinne des Pfeiles 6, das Gieren des Apparates.

Von der Längsstabilität. Anstatt der für einen räumlich freien Körper geltenden sechs Gleichgewichtsbedingungen sollen für die am Flugzeug angreifenden Kräfte, die in der Statik für ein ebenes Kräftesystem geltenden 3 Gleichgewichtsbedingungen

$$\Sigma H = 0$$
$$\Sigma V = 0$$
$$\Sigma M = 0$$

betrachtet werden; sind diese Gleichungen erfüllt, dann möge sich das Flugzeug im Beharrungszustande, d. i. im geradlinig gleichförmigen Fluge in der X Z-Ebene befinden.

Mannigfache Ursachen sind vorhanden, die es dem Flugzeug schwer möglich machen, die einmal eingenommene Gleichgewichtslage dauernd zu erhalten.

Änderungen der motorischen Leistung durch Aussetzen der Zündung in einem oder mehreren Zylindern, von vorne oder hinten kommende Windstöße, also unregelmäßige Windbewegung, die Störungen bei beabsichtigter Steuerbewegung werden eine Änderung des Kräftespiels hervorbringen und so das Flugzeug zur Ablenkung aus der Gleichgewichtslage veranlassen.

Die mit ihrer konkaven Wölbung nach unten geneigte Tragfläche trägt selbst in sich eine gewisse Unstetigkeit und besitzt leicht die Neigung, diese auf das ganze Flugzeug zu übertragen. Das Wandern des Druckmittelpunktes bei Änderung des Einfallswinkels gibt auch Anlaß zur Änderung der Kräfteverhältnisse.

Allen diesen Änderungen der Kräftewirkungen muß in geeigneter Weise entgegengearbeitet werden. Die Trägheit des Systems ist schuld daran, daß sich die neue Gleichgewichtslage nicht unmittelbar einstellen kann, daß vielmehr Pendelungen um die Gleichgewichtslage auftreten. Auch nach Aufhören der störenden Kraftäußerung wird das Flugzeug seine alte Gleichgewichtslage erst nach einigen Schwingungen wieder einnehmen können.

In der Folge wollen wir das Verhalten des Apparates untersuchen, wenn es, durch irgendeine Ursache aus dem Beharrungszustande gebracht, sich selbst überlassen bleibt.

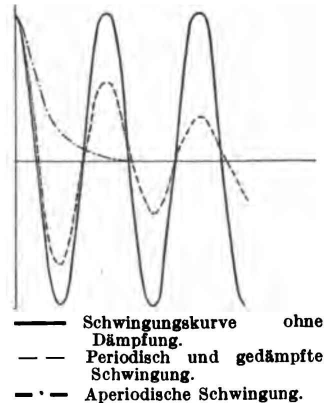
An wirksamen Kräften sind vorhanden:

1. Die Ablenkungskräfte, die durch Änderung des Luftwiderstandes und seines Angriffspunktes auftreten, und

2. die Dämpfungskräfte, die das entstehende Übel zu bekämpfen haben.

Vorher wollen wir der Deutlichkeit halber einige Ausdrücke näher erklären. Unter Ablenkung wollen wir den Ausschlagswinkel des Systems aus der Gleichgewichtslage im Beharrungszustande verstehen. Den jeweiligen Höchstwert dieser Ablenkung heißen wir Amplitude, und unter Schwingungsdauer soll die Zeit verstanden werden, welche zwischen 2 aufeinanderfolgenden Durchgängen durch die Gleichgewichtslage verläuft.

In der Theorie der Schwingungen unterscheidet man die periodische Schwingung, wenn das bewegliche System auf dem Rückwege nach der Gleichgewichtslage durch diese hindurchtritt; ist eine Dämpfung der Schwingungen vorhanden, dann verläuft sie mit gesetzmäßig abnehmender Amplitude; bei stärkerer Dämpfung wird die Bewegung aperiodisch, indem das System nach Störung der Gleichgewichtslage in diese durch allmähliches Abnehmen der Amplitude übergeht, ohne sie zu überschreiten. Abb. 63 versinnbildlicht die Veränderlichkeit der Schwingungsamplitude bei den verschiedenen Schwingungsarten. Auf der Abszissenachse sind die Zeiten, auf der Ordinatenachse die Ablenkungswinkel abgetragen.



—— Schwingungskurve ohne Dämpfung.
— — Periodisch und gedämpfte Schwingung.
—·— Aperiodische Schwingung.

Abb. 63.

Die Schwingungsdauer hat den Wert

$$T = \pi \sqrt{\frac{J}{D}},$$

wenn J das Massenträgheitsmoment des Flugzeuges in bezug auf die Z-Achse und D die dämpfende Wirkung bedeuten.

Es erscheint somit unter allen Umständen wünschenswert, das Trägheitsmoment um die Schwingungsachse Z so klein wie möglich zu machen, um die Schwingungsdauer und damit die Perioden der Schwingung um die Gleichgewichtslage kleiner zu gestalten.

1. Mittel zur Längsstabilisierung.

Als wirksamste Mittel zur Bekämpfung der Schwingungen um die Z-Achse fanden bisher Anwendung:

a) Die Verwendung einer **Dämpfungsflosse**, die mit Winkelschränkung entweder vor dem Tragdeck als Kopfflosse oder hinter ihm als Schwanzflosse angeordnet wird. Dadurch entsteht eine leichte V-Anordnung der Flächen in der Flugrichtung. Die Stabilitätsflossen sind entweder fest und wirken zur Erhaltung der natürlichen Stabilität auf selbsttätigem Wege, oder sie sind beweglich und dienen zur willkürlichen Beeinflussung der Gleichgewichtslage und bilden das Höhensteuer.

b) Eine geeignete Verteilung der Massen und der Flächen.

c) Die Tieflage des Schwerpunktes.

a) Einfluß der Winkelschränkung. Nach Prof. Knollers Untersuchungen besteht ein einwandfreies Mittel zur Erhöhung der Stabilität in der Flugrichtung in der Anwendung einer besonderen Winkelstellung (Seite 60) zwischen dem Tragdeck und einer Schwanz- oder Kopfflosse, die kaum $^1/_6$ des Flächenausmaßes des ersteren erreicht.

Mit zunehmender Schränkung der Flächen wächst die Stabilität; ihre stabilisierende Wirkung beruht darauf, daß sie eine verschiedenartige Änderung der Luftwiderstände auf das Tragdeck und die Dämpfungsflosse hervorruft, wenn das Flugzeug aus der Gleichgewichtslage gebracht wird.

Die erste Art der Stetigung mittels Schwanzflosse ist seit Pénauds Zeiten die in der Flugtechnik übliche, während die Anordnung einer Kopfflosse in neuerer Zeit durch die Gebr. Voisin beim Wasserflugzeug „die Ente" eingeführt worden ist.

Die Kopfflosse erhält mit Vorteil stärkere Wölbung und vor allem einen größeren Einfallswinkel als das hinten liegende Tragdeck.

Es sei voraussgesetzt, daß die vordere Kopfflosse einen Einfallswinkel von 7^0, das Tragdeck einen solchen von 3^0 besitze, und es möge bei Störung des Gleichgewichtes ein Aufbäumen des Flugzeuges um 1^0 eintreten, so wird die vordere Fläche eine Neigung von 8^0, die Tragfläche eine solche von 4^0 einnehmen; da innerhalb der kleinen Neigungen die Veränderung des Luftwiderstandes proportional der Winkeländerung

vor sich geht, so wird in unserem Beispiele dem Anwachsen des Einfallswinkels von 3⁰ auf 4⁰ ein Anwachsen der Hebekomponente um 33⅓ % entsprechen, während an der Kopfflosse das Anwachsen des Luftwiderstandes nur 14 % betragen würde; die Wirkung des Tragdecks wird daher erheblich überragen, das Flugzeug wird hinten gehoben und in die ursprüngliche Gleichgewichtslage übergeführt. Tritt vorne ein Kippen des Flugzeugs ein, so übt hier die Flosse noch eine aufrichtende Wirkung aus, wenn der Tragflügel dies nicht mehr tut.

Wird die übliche Eindeckerkonstruktion betrachtet, bei der das Tragdeck z. B. unter 10⁰, die hintere Dämpfungsflosse unter kleinerem Einfallswinkel, z. B. unter 2⁰ eingestellt ist, und würde bei eingetretener Störung das Flugzeug durch Kippen nach vorne um 1⁰ Neigung aus seiner Gleichgewichtslage herausgebracht werden, so nimmt die Hebekomponente um etwa 10 % ab, die Tragkraft der Schwanzflosse hingegen vermindert sich um 50 %, die überschüssige aufrichtende Wirkung an dem Tragdeck wird eine Rückkehr der Flugmaschine in die früher innegehabte Gleichgewichtslage zur Folge haben.

Es ist leicht einzusehen, daß diese Anordnung dem beabsichtigten Steuern nach der Höhe oder Tiefe, also der erzwungenen Neigung des Flugzeugs, einen bedeutenden Widerstand entgegensetzt.

Auch bei unbeabsichtigter Geschwindigkeitsänderung, wie sie durch Versagen des Motors eintritt, arbeitet diese Anordnung der Einstellung in die Gleitflugstellung entgegen.

b) Einfluß der Verteilung der Massen und Flächen. Die gesamte Belastung der Maschine wird neuerdings auf die Tragdecke verteilt, so daß die Hauptlasten um eine in den Tragflächen liegende Querachse ausgeglichen sind und die Schwanzflosse im unbelasteten Zustande die Dämpfung ausführt. Die hintere Flosse erhält dann keinerlei Wölbung.

Am Tragdeck herrscht die größere spezifische Belastung; man verlegt Motor, Führersitz und Fahrgestell und dadurch den Schwerpunkt nach vorne. Versagt der Motor einen Augenblick, so werden die im vorne liegenden Systemschwerpunkte angreifenden Trägheitskräfte den Beharrungszustand zu erhalten versuchen, während sie beim hinten zurückliegenden Schwerpunkte die Neigung zum Kippen nach vorne auslösen.

Doch ist heute auch häufig genug die Blériotsche Anordnung mit der geringer belasteten Schwanzflosse anzutreffen.

Überhaupt sollte man der Frage nähertreten, ob die heute allgemein übliche Verteilung der Lasten, vorne Führer, dann Druckmittelpunkt und nachher Motor bzw. zuerst Motor, dann Druckmittelpunkt, schließlich der Führer, die allein gerechtfertigte ist. Wie beim Wagebalken, der zu beiden Seiten des Aufhängepunktes belastet ist, wird hier die Neigung zu Pendelungen gewiß eine gesteigerte sein.

Könnte nicht die schon von Langley für seine außerordentlich stabilen Modelle verwendete Hintereinanderanordnung von Tragflächen, von denen die erstere der gleichen Reaktionen wegen kleiner im Ausmaß und kleiner im Einfallswinkel zur Verwendung kommen kann, eine günstigere Verteilung der Lasten mit sich bringen? Die Anordnung wäre dann die folgende:

Entweder Hauptlast aus Führer und Motor zwischen den beiden Tragflächen oder Führer und Motor je unterhalb einer Tragfläche.

Die solchen mit einer gewissen Verschränkung hintereinander angeordneten Flächen eigentümliche Verschiebung des Druckmittelpunktes ist für die Stabilität sehr zweckmäßig.

Bevor wir auf den Einfluß der Tieflage des Schwerpunktes übergehen, wollen wir eine angenäherte mathematische Behandlung der Längsstabilität in Angriff nehmen.

Ich weise darauf hin, daß diese Aufgabe außerordentlich schwierig ist, deren rechnerische Lösung sich sehr verwickelt gestaltet, wenn man den Weg der dynamischen Methode beschreitet. In diesem Falle geht die Theorie von dem als „Prinzip der kleinen Schwingungen" in der Mechanik bekannten Gesetz aus. Man denkt sich das Flugzeug durch eine pendelnde Bewegung mit außerordentlich kleiner Amplitude aus seinem Gleichgewichtszustand herausgebracht und untersucht die Art der entstehenden Bewegung.

Diese Betrachtungsweise würde weit über den Rahmen des Buches hinausgehen. Mit Rücksicht auf den Zweck des Buches wollen wir uns mit der statischen Untersuchung in Anlehnung an die Methode von Painlévé begnügen, indem wir prüfen, ob die bei einer gedachten Störung auftretenden Kräfte die erteilte Bewegung verringern, sie zum Verschwinden bringen oder verstärken. Im ersten Fall war die Lage des Flugzeugs stabil, im letzteren labil.

Unserer Betrachtung sei zuerst eine Eindeckerkonstruktion Abb. 64a und b mit hinten liegender Schwanzflosse unterzogen; der Schwerpunkt befinde sich hinter dem Druckmittelpunkt, der Anstellwinkel des Tragdecks sei α, der von der Schwanzflosse habe den kleineren Wert β. Unter der Voraussetzung, daß die Schraubenachse durch den Schwerpunkt gehe, sind die statischen Gleichgewichtsbedingungen erfüllt, wenn das rechtsdrehende Moment (+) des resultierenden Luftwiderstandes W_1 auf die Tragfläche durch das linksdrehende Moment (−) des Luftwiderstandes W_2 auf die Schwanzflosse ausgeglichen ist. Es besteht also für den Beharrungszustand die Beziehung

$$W_1 \cdot e_1 - W_2 \cdot e_2 = 0. \qquad (1)$$

Die Beziehung (1) sagt aus: Die statischen Momente der Luftkräfte, die am Tragdeck und an der Schwanzflosse erzeugt werden, müssen in

bezug auf den Schwerpunkt stets entgegengesetztes Vorzeichen haben.

Wir prüfen zuerst das Verhalten des Flugzeugs, wenn die Ablenkungen mit sehr geringer Amplitude $d\alpha$ in der Nähe des normalen Einfallswinkels verlaufen.

Wächst beim Aufbäumen des Flugzeugs der Einfallswinkel um $d\alpha$, so wird dies vor allem eine Änderung der Kräfte W_1 und W_2

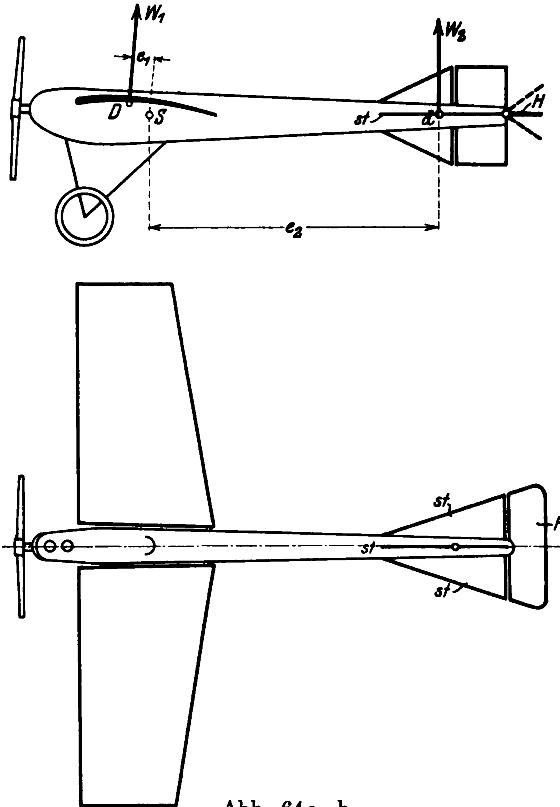


Abb. 64a, b.

um dW_1 bzw. um dW_2 zur Folge haben; und weil bei eintretender Neigung nicht nur die Luftwiderstände, sondern auch ihre Angriffspunkte sich verschieben, so erfahren auch die Hebelarme e_1, e_2, die vom hinteren bzw. vom vorderen Druckmittelpunkt bis zum Schwerpunkt gemessen werden, geringe Änderungen um de_1 und de_2. Wir bezeichnen diese Größen dW_1, dW_2, de_1, de_2 positiv, wenn sie durch Vergrößerung der ursprünglichen Werte W_1, W_2, e_1, e_2 entstanden sind, im umgekehrten Falle negativ.

Die in der herausgedrehten Lage wirksamen Kräfte geben im allgemeinen ein Moment dM, dessen Wert sich ergibt zu:

$$(W_1 \pm dW_1) \cdot (e_1 \pm de_1) - (W_2 \pm dW_2)(e_2 \pm de_2) = \pm dM. \quad (2)$$

Mit Vernachlässigung der unendlich kleinen Größen zweiter Ordnung, der Produkte $dW \cdot de_1$, $dW_2 \cdot de_2$ und unter Berücksichtigung der Gleichung (1), geht Gleichung (2) über in

$$W_1 \cdot \pm de_1 - W_2 \cdot \pm de_2 \pm dW_1 \cdot e_1 - (\pm dW_2) \cdot e_2 = \pm dM. \quad (3)$$

Je nachdem $dM \gtreqless 0$, ist die Fluglage labil, (weil das positive dM als Rechtsmoment auf Vermehrung des Einfallswinkels hinarbeitet), stabil oder indifferent, d. h. im letzteren Falle würde auch die neue, durch Störung des Beharrungszustandes eingenommene Lage eine Gleichgewichtslage sein.

Nun sind bei Vergrößerung des Einfallswinkels die Änderungen dW_1 und dW_2, wie aus den Widerstandsdauerkurven ersichtlich ist, positiv, während die Änderungen de_1 und de_2 bald gleiches, bald verschiedenes Vorzeichen hat, je nachdem die Schwanzflosse gewölbt oder eben ist, wie die Wanderung des Druckmittelpunktes gewölbter und ebener Flächen in Abb. 38 deutlich zu erkennen gibt. Die später folgende Betrachtung wird zeigen, daß die gewölbte Schwanzfläche für die Stabilität eher schädlich als nützlich ist. Für eine ebene Schwanzflosse sind de_1 und auch de_2 positiv, denn zwischen 0^0 und 10^0 verschiebt sich der Druckmittelpunkt der ebenen Fläche bei wachsendem Einfallswinkel nach rückwärts (de_1 ist +), während er bei der gewölbten Fläche innerhalb dieses Winkelbereiches nach vorne rückt.

Gleichung (3) lautet für die Erreichung der stabilen Lage

$$W_1 \cdot de_1 - W_2 \cdot de_2 + dW_1 e_1 - dW_2 e_2 < 0. \quad (4)$$

Das wird durch Überwiegen des negativen Einflusses erreicht, also wenn

1. $dW_2 \cdot e_2 > dW_1 \cdot e_1$;

da $e_2 > e_1$

so muß $dW_2 > dW_1$ sein,

d. h. die Änderung des Luftwiderstandes auf der Dämpfungsflosse muß prozentual stärker sein als auf dem Tragdeck, um ein rückdrehendes Moment zu erzielen.

Das erreicht man durch die Winkeldifferenz, die man in den kleineren Einfallswinkel der Schwanzflosse hineinlegt, wie auf Seite 106 erläutert wurde; das Tragdeck erhält einen größeren Anstellwinkel als die Schwanzflosse.

2. Wenn $W_2 \cdot de_2 > W_1 \cdot de_1$.

Dieser schwer zu erfüllenden Bedingung (weil $W_1 \gg W_2$) kann nur entsprochen werden, wenn man dafür sorgt, daß

$$de_2 \gg de_1$$

wird.

Nur die ebene Schwanzflosse läßt den Druckmittelpunkt bei vermehrter Neigung stark nach hinten wandern; sie eignet sich daher für die Längsstabilisierung weit besser als die gewölbte Fläche (Abb. 38).

Der Vollständigkeit halber soll noch geprüft werden, ob die getroffene Anordnung auch beim Kippen nach vorne den Stabilitätsbedingungen entspricht.

dW_1, dW_2, de_1 sind negativ, für eine ebene Schwanzflosse wird auch de_2 negativ, und Gleichung (3) lautet:

$$- W_1 \cdot de_1 + W_2 \cdot de_2 - dW_1 \cdot e_1 + d\,W_2 \cdot e_2 > 0,$$

weil das aufrichtende Moment rechtsdrehend (+) sein muß.

Das trifft zu, wenn

$$1.\ W_2 \cdot de_2 > W_1 \cdot de_1,$$
$$2.\ dW_2 \cdot e_2 > dW_1\, e_1.$$

Für $e_2 > e_1$ wird Gleichung (2) erfüllt, wenn auch

$$dW_2 > dW_1,$$

d. h. bei kleiner werdendem Einfallswinkel muß der Luftwiderstand auf die Schwanzflosse rascher abnehmen als die Luftkraft auf das Tragdeck, um ein stabilisierendes Moment hervorzubringen.

Das Flugzeug (Abb. 65a und b) sei mit einer vor dem Tragdeck liegenden gewölbten Dämpfungsflosse ausgerüstet; die früheren Zeichen behalten die gleiche Bedeutung. Unter der Annahme, daß die störende Bewegung in einem Aufrichten besteht, wird Gleichung (4) dieselbe Geltung haben, wenn die Vorzeichen der linken Seite geändert werden, da e_1 und e_2 ihr Vorzeichen gewechselt haben.

$$dW_1 > 0,\ dW_2 > 0,\ de_1 < 0,\ de_2 > 0$$
$$- W_1\, de_1 - W_2\, de_2 - dW_1 \cdot e_1 + dW_2 \cdot e_2 < 0,$$

weil das rückführende Moment linksdrehend, also negatives Vorzeichen haben muß.

Die Stabilitätsbedingungen können wie folgt angesetzt werden:

1. $$dW_1 \cdot e_1 > dW_2 \cdot e_2.$$

Da e_1 viel kleiner als e_2 ist, so muß, um der Bedingung (1) zu genügen, $dW_1 \gg d\,W_2$; die prozentual stärkere Änderung des Widerstandes auf das hinten liegende Tragdeck wird erreicht durch die steilere (3^0—4^0) Winkelstellung der Kopfflosse.

2. $$- W_1\, de_1 - W_2 \cdot de_2 < 0$$

wird stets erfüllt sein.

Beim Neigen des Flugzeugs wird

$$dW_1 < 0,\ dW_2 < 0,\ de_1 > 0,\ de_2 < 0;$$

die Bedingung für die stabile Lage erhält die Form:

$$W_1\, de_1 - W_2\, de_2 + dW_1\, e_1 - dW_2\, c_2 > 0,$$

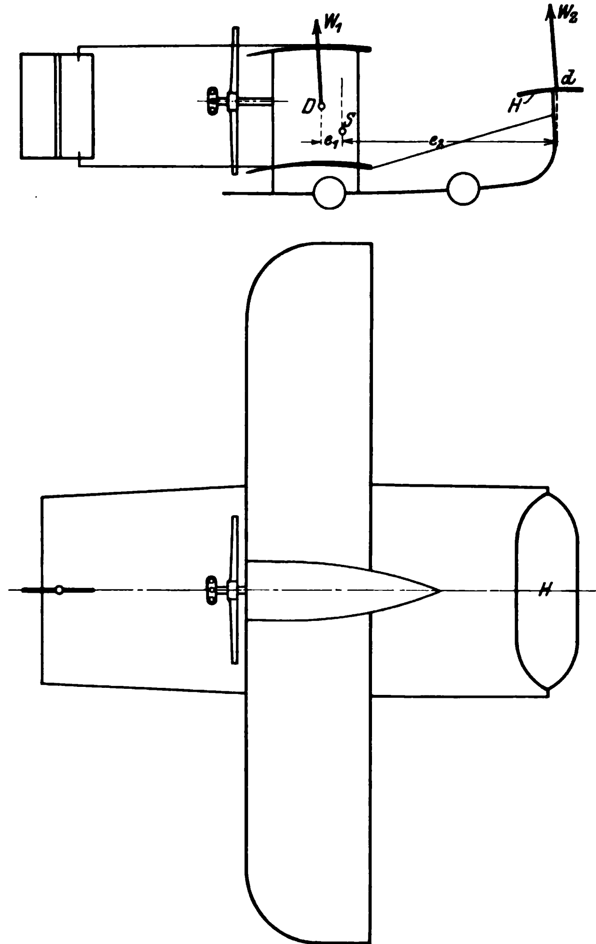


Abb. 65 a, b.

woraus man folgert, daß

1. $$W_1\, de_1 > W_2 \cdot de_2$$

und

2. $$dW_1 \cdot e_1 > dW_2 \cdot e_2$$

sein muß.

Es ergeben sich die gleichen Forderungen wie früher, die durch die gewählte Anordnung einer stärker geneigten Kopfflosse befriedigt werden.

Ähnliches gilt für eine ebene Kopfflosse, so daß der Satz ausgesprochen werden kann: Die in der Flugrichtung vorne liegende Fläche muß eine größere Einheitsbelastung haben, d. h. unter einem größeren Anstellwinkel eingestellt sein. Eine Unstetigkeit tritt demgemäß auf, wenn, wie bei Wright, die vorausfliegende Fläche einen flacheren Anstellwinkel besitzt.

Praktisch ist diese zuletzt besprochene Anordnung einer Flächenvereinigung, die aus einer vorne liegenden Dämpfungsflosse und einem hinten liegenden Tragdeck besteht, beim Wasserflugzeug von Fabre, von Voisin im Canard-Modell und beim Eindecker von Prof. Reißner durchgeführt.

Verhalten des Flugzeugs bei größeren Winkeländerungen.

Ein ganz anderes Verhalten des Flugzeugs ist durch das Luftwiderstandsgesetz bedingt, wenn die Schwingungsamplituden Werte erreichen, die weit außerhalb des Bereiches der gebräuchlichen Einfallswinkel liegen. Ein Blick auf Abb. 7 oder 51 überzeugt uns, daß für große Neigungen die Proportionalität zwischen Luftwiderstand und Neigung aufgehört hat, bei einem kritischen Winkel, der sich nach Eiffels Untersuchungen beim Wright- und Breguet-Profil für $\alpha = 15^0$, bei Voisin mit 16^0, bei Blériot XI für $\alpha = 20^0$ usw. ergibt, ist der Höchstwert von W_1 erreicht, und die Tangente verläuft hier horizontal an die Widerstandskurve; es ist hier $dW = 0$.

Das der Änderung dW_1 entsprechende Moment verschwindet oder erhält bei weiterer Zunahme der Neigung sogar negatives Vorzeichen.

Bei Verwendung einer mit der Tragfläche geometrisch ähnlich gestalteten Schwanzfläche würde sich auch dW_2 fast Null ergeben und damit das stabilisierende Moment der hinteren Dämpfungsflosse verschwinden.

Das wird umgangen, indem man die Schwanzfläche quadratisch oder noch besser mit einem Seitenverhältnis $\frac{b}{l} > 1$ ausführt; für solche Flächen wachsen wohl die Luftwiderstände mit zunehmendem Einfallswinkel bedeutend langsamer als die Luftkräfte an breit gestellten, allein solche Flächen mit $\frac{b}{l} > 1$ besitzen die für eine Stabilisierung bei groben Störungen wertvolle Eigenschaft, daß sie einen absolut größeren Luftwiderstand haben, der bei einem bedeutend größeren Winkel erreicht wird als im Falle $\frac{b}{l} < 1$. Für die quadratische Platte liegt der Höchstwert des Druckes erst bei 38^0, bei $\frac{b}{l} = 3$ erst bei 47^0, wird also viel später als bei der Tragfläche erreicht.

Ist mithin die Störung des Flugzeugs aus der Gleichgewichtslage eine beträchtliche, dann wachsen die rückführenden Momente der langgestellten Schwanzflosse rasch an, was für die Sicherheit des Flugzeugs von großer Bedeutung sein kann.

Bei kleinen Abweichungen aus der Mittellage des Flugzeugs vermitteln die den langgestellten Flossen eigentümlichen kleinen stabilisierenden Momente dem Flugzeug eine große Steuerfähigkeit.

Auch wird man der 2. Stabilitätsbedingung auf Seite 110

$$W_2 \cdot de_2 > W_1 \cdot de_1$$

durch diese Anordnung besser gerecht, denn die Verschiebung des Durchschnittspunktes de_2 läßt bei solchen gestalteten Flächen einen weit größeren Spielraum zu als z. B. am Tragdeck.

Durch vorstehende Betrachtungen wurden in Anlehnung an den Gedankengang von Painlévé wichtige Schlußfolgerungen über die Zuordnung von Flächen zur Erzielung einer günstigen Längsstabilität angestellt.

Verhalten bei kleinen Einfallswinkeln. Aus den Stellungskurven des Druckmittelpunktes läßt sich noch eine für die Stabilität des Flugzeuges innerhalb sehr kleiner Einfallswinkel, wie sie bei großen Fluggeschwindigkeiten den Tragflächen gegeben werden müssen, höchst wichtige Tatsache folgern.

Man entnimmt z. B. der Abb. 38 eine außerordentliche starke Wanderung des Druckmittelpunktes im Gebiete der kleinen α-Werte. Während die Rückwanderung von 10^0—5^0 etwa 6 mm, d. i. 3 % der Plattentiefe, beträgt, macht sie von 5^0—0^0 schon 20 mm = 10 % aus für eine mit f = 1,42 cm gedachte Wölbung. Es wird de_1 einen relativ hohen negativen Wert annehmen und zur Stabilisierung ist ein großer Wert W_2 nötig, der sich nur mit großen ebenen Dämpfungsflossen erzielen läßt.

Der Luftwiderstand W_1 kann hinter den Schwerpunkt zu liegen kommen, sein linksdrehendes Moment, das auf weitere Abnahme der Neigung hinarbeitet, bringt den Apparat in die Gefahr, nach vorn überzukippen, und die Schwanzflosse wird Druck von oben nach unten erhalten müssen, um das Aufrichten zu bewirken.

Ist bei einem gewissen negativen Einfallswinkel (unterhalb des Horizontes) $W_1 = 0$ geworden, so wird unter dem Einfluß des kippenden Linksmomentes, das das Kräftepaar — Druck von oben (—) auf den Vorderteil und Druck von unten (+) im rückwärtigen Teil — zur Ursache hat, das Flugzeug vollends in Sturzstellung gestellt, aus der es nur durch ein besonders stark wirksames Höhensteuer mit Druck W_2 von oben nach unten aufgerichtet werden kann (Abb. 66).

Ist das Höhensteuer für den negativen Druck nicht geeignet, dann stürzt das Flugzeug in vertikaler oder steiler Bahn zu Boden.

In jüngster Zeit wurden von Dr.-Ing. Wieselsberger Versuche über die statische Längsstabilität angestellt, die ein Ergebnis zeitigten, das in vollständiger Übereinstimmung steht mit den vorangegangenen Betrachtungen. Im Heft Nr. 13 der Zeitschrift des V. d. Ing., Jahrgang 1913, werden diese Versuche über den Einfluß der Winkelschränkung, des Abstandes zwischen Tragdeck und Dämpfungsflosse, sowie über die Grundrißgestaltung der Flosse ausführlich behandelt. Von Interesse dürfte hier sein, zu erfahren, daß bei Verwendung eines gewölbten Tragdecks in Verbindung mit einer ebenen Schwanzflosse die Stetigkeit gegen Aufdrehen größer ist als die Stabilität gegen Verminderung des Einfallswinkels. Dieser Unterschied macht sich beim ebenen Tragdeck stärker bemerkbar, jedoch wird bei Verwendung eines gewölbten Tragdecks die Stetigkeit gegen Aufdrehen absolut geringer, aber die gegen Kippen absolut größer als für das ebene Tragdeck.

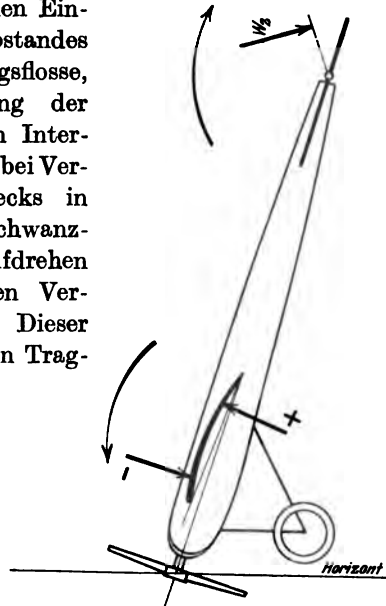


Abb. 66.

c) Einfluß der Schwerpunktslage. Um die Empfindlichkeit des Flugzeugs gegen Störungen des Gleichgewichtes nicht unerwünscht groß zu machen, wird man vorteilhaft den Schwerpunkt in geringer Entfernung unterhalb des Druckmittelpunktes legen.

Die Tieflage des Schwerpunktes ist außerordentlich verschieden; so findet man beim Wright-Flugzeug den Schwerpunkt etwa 0,5 m unterhalb des Druckmittelpunktes D, bei Blériot rückt er hinauf bis auf 0,2 m, bei Esnault-Pelterie scheint er wohl über den Schwerpunkt gelangt zu sein, während beim Eindecker von Grade und besonders von Dorner, Pischoff der Schwerpunkt tief verlegt wird, bei letzterer Konstruktion fast 1 m unterhalb D.

So günstig die möglichst tiefe Lage des Schwerpunktes auf Erhaltung der Stabilität hinwirkt, so unwillkommen sind die dadurch hervorgerufenen Schwingungsamplituden, denen man mit dem Höhensteuer entgegenzuarbeiten hat. Dazu kommt noch, daß die Pendelungen des Flugzeugs um die Längsachse der Maschine bei tiefer Schwerpunktslage schwerer gedämpft werden können.

Im Flugsamen der Zanonia, der für die Tragdeckenkonstruktion des Etrichflugzeugs (Taube) vorbildlich gewesen war, finden diese theoretischen Erörterungen ihre Bestätigung.

Hier liegt der Schwerpunkt der Flugmasse sehr nahe beim Druckmittelpunkt, so daß die bei Gleichgewichtsstörung auftretenden Schwingungen stark gedämpft sind. Die Flugmasse besitzt nur geringes Trägheitsmoment um die Querachse, wodurch der Forderung nach möglichster Vermeidung peripherischer Massen in ausgezeichneter Weise entsprochen wird.

Bezüglich der gegenseitigen Lage von Schwerpunkt S und Druckmittelpunkt D, unter letzterem den Angriffspunkt sämtlicher Luftkräfte einschließlich der schädlichen Bewegungswiderstände verstanden, lassen sich 2 Anordnungen unterscheiden: 1. Der Schwerpunkt S liegt in der Flugrichtung gesehen vor D, und 2. S befindet sich hinter D.

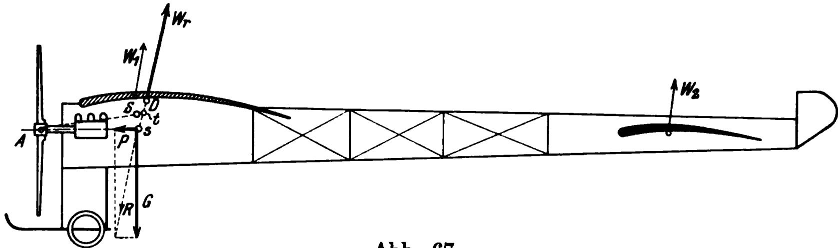


Abb. 67.

Für jeden Fall muß für den Beharrungszustand im Horizontalfluge die Resultierende R aus Eigengewicht G und Vortriebskraft P der Resultierenden W_r aus sämtlichen Luftkräften das Gleichgewicht halten; R und W_r haben gemeinsamen Angriffspunkt und dieselbe Richtungsgerade.

Legt man den Angriffspunkt der Vortriebskraft, also die Achse der Schraube, durch den Schwerpunkt, so kann man dieser statischen Bedingung nicht gerecht werden. Man verlegt daher die Schraubenachse entweder oberhalb oder unterhalb des Schwerpunktes, je nachdem D vor oder hinter den Schwerpunkt zu liegen kommt.

In Abb. 67 ist s der Schnittpunkt von P und G; s ist erhalten worden, indem man aus W_1 und W_2, den Reaktionen auf die Trag- und Dämpfungsfläche, die Ersatzkraft W_r gebildet hat und die Richtung von W_r mit der Richtung vom Eigengewicht zum Schnitt bringt. Der Angriffspunkt A des Luftschraubenzuges ist dann festgelegt durch die Linie A S, die die Richtung von W_r in einem Punkte t treffen soll, der unterhalb D sich befinden muß, um auch bei gestörten Lagen des Gleichgewichtes das Flugzeug in statischer Hinsicht stabil zu machen.

Diese Anordnung hat den Nachteil im Gefolge, daß bei größer werdender Zugkraft der Schraube ein Aufdrehen der Tragflächen eintritt; die steiler gestellten Flügel erzeugen größeren Bewegungswiderstand, und die Geschwindigkeit des Flugzeugs nimmt ab; dieser Umstand einer Verkleinerung der Geschwindigkeit bei wachsender Vortriebskraft ist gewiß ein unerwünschter Zusammenhang. Bei geringer Stabilität des Flugzeugs können so Schwankungen der motorischen Leistung ein Überschlagen des Flugzeugs hervorrufen.

In Abb. 68 liegt die Schraubenwelle oberhalb des Schwerpunktes S; auch diese Anordnung kann den statischen Gleichgewichtsbedingungen genügen, wie folgende Untersuchung zeigt.

Abb. 68.

In D greife wiederum der resultierende Luftdruck W_r an, die Verlängerung des Eigengewichtes schneidet seine Richtung in s; in der Horizontalen durch s liegt die Schraubenwelle, wobei die Lage des Angriffspunktes A durch den unterhalb D befindlichen Schnittpunkt t bedingt ist.

Die für ein ebenes Kräftesystem geltenden drei Gleichgewichtsbedingungen lauten jetzt:

$$P - W'_x = 0$$
$$W_y - G = 0$$

und mit S als Momentenpunkt nimmt der Satz vom statischen Moment die Form an:

$$P \cdot b - W'_x \cdot d - W_y \cdot w = 0$$

oder

$$P \cdot (b - d) - G \cdot w = 0;$$
$$P \cdot p = G \cdot w.$$

Falls diese Gleichung nicht von selbst erfüllt ist, muß mittels des Höhensteuers bzw. mittels einer horizontalen Flosse in bezug

auf den Schwerpunkt ein wirksames Moment erzeugt werden, welches obige Momentensumme zu Null macht.

Diese Anordnung, Schraubenwelle oberhalb des Schwerpunktes, kann gleichfalls zu einer stabilen Konstruktion führen und kommt bei verschiedenen Systemen neuerer Zeit zur Anwendung. Sie hat den Vorteil, daß Schwankungen der Motorleistung und die dadurch bedingte Änderung der Schraubenkraft Änderung der Geschwindigkeit zur Folge haben, wie sie der gegebenen Beziehung zwischen Kraft und Geschwindigkeitsänderung entsprechen, ein Wachsen der Schraubenkraft erzeugt einen Überschuß an rechtsdrehendem Moment, der Apparat neigt sich vorne, die Bewegungswiderstände nehmen ab, die Geschwindigkeit wird größer, und infolge des dadurch hervorgerufenen Anwachsens der Hebekomponente wird ein Aufrichten des Apparates eintreten. Kurz andauernde Schwankungen der Motorleistung werden hier bei dieser Ausführung weniger störend auf die Flugbahn einwirken.

d) Die Höhensteuerung. Für die vom Flugzeugführer zu beeinflussende Gleichgewichtslage des Flugzeugs zum beabsichtigten Steigen und Niedergehen des Flugzeugs dient das Höhensteuer, welches aus einer um eine horizontale quer zur Flugachse liegende Drehungsachse einstellbaren flachen Steuerflosse besteht.

Das Flächenausmaß beträgt etwa $^1/_8 - ^1/_{10}$ des Tragdecks. Im Horizontalfluge ist das Höhensteuer am vorteilhaftesten zur Vermeidung unnötigen Vorwärtswiderstandes unter 0^0 Einfallswinkel eingestellt; wird es jedoch zum Tragen wie bei Wright, Voisin usw. herangezogen, dann besitzt es nach Maßgabe der vorhergehenden Abschnitte einen von Null verschiedenen Einfallswinkel.

In bezug zum Tragdeck kann das Höhensteuer entweder vor oder hinter ihm angebracht sein; Blériot hat zuerst das Höhensteuer hinten zu beiden Seiten der festen gewölbten Dämpfungsflosse angeordnet; für die Konstruktionen, die als Nachahmung des Etrich-Flugzeugs angesehen werden können, liegt das Höhensteuer im hinteren Teil der elastisch, also mehr oder minder beweglich gestalteten Schwanzflosse, wodurch sich eine sehr empfehlenswerte und vorteilhafte Anordnung ergibt.

Was die Querschnittsform des Höhensteuers anbetrifft, so wurde schon darauf im vorigen Abschnitt hingewiesen; sind Drücke von oben und unten auf das Höhensteuer zu erwarten, dann ist das ebenflächige Höhensteuer vorzuziehen, während das gewölbte Höhensteuer am Platze ist, wenn nur Drücke von unten bei positiv eingestelltem Höhensteuer auftreten sollen.

Die Wirkung des Höhensteuers erhellt am besten aus nachstehender Betrachtung.

a) Das Höhensteuer befindet sich vorne.

In der Skizze (Abb. 69) sei die Flugmaschine im Horizontalfluge dargestellt, T_1, T_2 seien die Haupttragflächen, H die Höhensteuerflächen, st die Schwanzflossen abgebildet; die an den Flächen angreifenden Luftwiderstände seien mit ihrer Resultierenden W_r mit P und G im Gleichgewichte.

Das Höhensteuer ist in seiner Mittellage mit dem Sehnenwinkel $\alpha_2 > \alpha_1$ gezeichnet und ruft einen Luftwiderstand W_h hervor.

Wird nun in der Richtung des Pfeiles 1 ein Windstoß wirksam, so werden die Tragflächen T_1, T_2 aufgedreht, der Lenker stellt nun

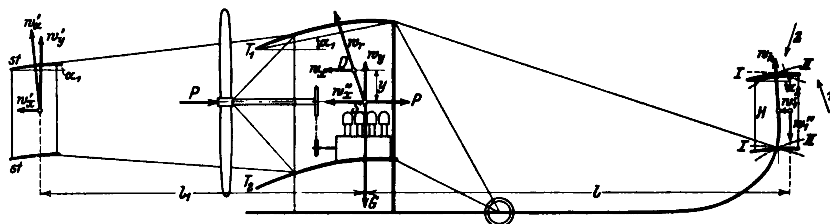


Abb. 69.

das Höhensteuer in die punktierte Lage I—I; in dieser wird jetzt am Höhensteuer durch den Eigenwind ein nach abwärts wirkender Luftwiderstand erzeugt, dessen Vertikalkomponente W_1'' am Hebelarm 1 vom Schwerpunkte S entfernt wirksam wird und ein rechtsdrehendes Moment hervorruft, welches die ursprüngliche Neigung der Haupttragflächen wieder herstellt.

Will der Führer mit seiner Maschine nach der Tiefe steuern, so wird dem Höhensteuer die gleiche Stellung I—I gegeben werden müssen.

Trifft ein Windstoß die Tragfläche in Richtung des Pfeiles 2, so daß diese nach unten gedrückt wird, dann wird das Höhensteuer zur Erhaltung des Gleichgewichtes in die Lage II—II versetzt.

Unterhalb der jetzt aufgedrehten Steuerflosse wird eine größere Hebekomponente als in der Mittellage erzeugt und dadurch ein linksdrehendes Moment erzielt, welches, selbst bei geringer Vergrößerung der Hebekomponente W_h, infolge der großen Ausladung sehr kräftig die Tragflügel in die normale Lage zurückdreht.

Beabsichtigt der Führer einen Höhenflug, oder will er seine große Horizontalgeschwindigkeit vermindern, dann wird das Höhensteuer in dieselbe Stellung II—II gebracht. So machten es die Gebr. Wright unmittelbar vor dem Landen, um der Maschine den größten Teil ihrer Geschwindigkeit zu nehmen. Die Betrachtung lehrt, daß ein solches Höhensteuer umso kräftiger wirkt, je weiter es vom Schwerpunkte entfernt ist; bei genügend langem Hebelarm genügen entsprechend kleine

Flächen, um erhebliche Änderungen der Tragflächenneigung hervorzurufen.

Man bemerkt, daß die Betätigung des Höhensteuers mit Vermehrung des Horizontalwiderstandes W_1' verknüpft ist.

Aus diesem Grunde wird die Konstruktion des Höhensteuers umso günstiger sein, je kleiner die Änderung des Winkels α_2 aus der Mittelstellung zur Erzielung der gewünschten Kraftäußerung sein muß, weil dann auch die dadurch hervorgerufenen Bewegungswiderstände kleiner ausfallen.

Die Vorteile der Anordnung eines vorderen Höhensteuers sind in seiner direkten Wirkung zu suchen, indem hebende Kräfte auch eine Hebung der Maschine zur Folge haben, und umgekehrt; die Steuerung kommt rasch in Tätigkeit, und der Lenker vermag wegen der unmittelbaren Wirkung früher Vorkehrungen gegen Windstöße zu treffen; die Übersichtlichkeit über das erzielte Resultat der Steuerbetätigung ist größer.

Ein Nachteil des Vordersteuers liegt darin, daß die vermehrte Neigung der Tragflächen eine Rückwirkung auf das Höhensteuer ausübt, seine Neigung, ohne daß man den Steuerhebel betätigt hat, vergrößert wird. Die Regulierung wird dadurch schwieriger.

b) Das Höhensteuer ist am hinteren Ende angebracht.

In Abb. 70 ist das einem Einflächner gehörende Höhensteuer H schematisch skizziert. Die horizontale Drehachse des hinten montierten

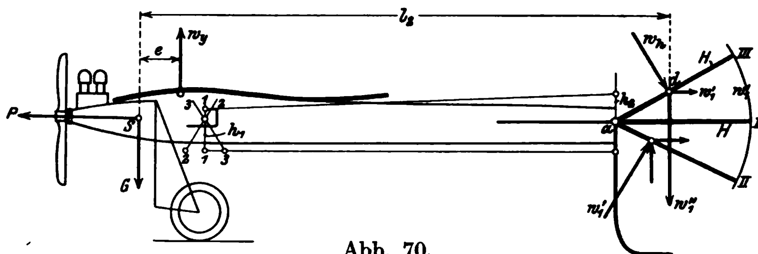


Abb. 70.

Höhensteuers ist in a und wird mittels des Hebels h_2 und des Führerhebels h_1 betätigt.

Will man nach der Höhe fliegen (oder die Wirkung von vorne und oben auftreffenden Windwellen vernichten), dann wird das Höhensteuer aus der Mittellage I—I in die Lage III—III durch Versetzen des Führerhebels nach 3—3 gebracht.

Der gegen die Steuerfläche tätige Luftwiderstand W_h zerlegt sich in zwei Komponenten; die Vertikale W_1'' drückt die Steuerfläche und damit den hinteren Teil nieder, wodurch die vermehrte Neigung der Tragfläche erzielt wird; der Wert W_1'' wird umso kleiner sein können, je größer l_2 gemacht wird.

Das rechtsdrehende Steuermoment $W_1'' \cdot l_2$ wird das linksdrehende Moment $G \cdot e$ im Gleichgewicht halten.

Die horizontale Komponente W_1' tritt als Bewegungswiderstand auf und wird vom Schraubenzug überwunden.

Soll ein Abwärtsflug, also ein Sinken eingeleitet werden (von unten gegen die Tragfläche treffende Windstöße unschädlich gemacht werden), dann dreht man durch entgegengesetzte Handhabung des Hebels h_1 in die Lage 2—2 das Höhensteuer nach II—II; der jetzt auf die Steuerfläche unter positivem Einfallswinkel tätige Luftwiderstand wird jetzt hinten ein Heben des Flugzeugs, also vorne ein Sinken bewirken und so eine nach unten geneigte Flugbahn entstehen lassen. Die durch das Höhensteuer erzielte Verstellung hängt in allen Fällen von seiner Größe, von der Geschwindigkeit der Flugmaschine und von seiner Lage in bezug auf den Schwerpunkt ab.

Die Wirkung des Rückwärtssteuers ist eine indirekte, eine Verkleinerung der Steuerflächenneigung hat eine Vergrößerung der Tragflächenneigung zur Folge; dadurch wird die Wirkung des Höhensteuers abgeschwächt, und die Tragflächen werden ihre ursprüngliche Gleichgewichtslage einzunehmen suchen. Die Rückwärtsanordnung erleichtert also die Erhaltung des Gleichgewichtes, sie wirkt jedoch schwächer als das Vordersteuer.

Die Rückwärtsanordnung des Höhensteuers ist heute die übliche; die Entfernung von Hinterkante Höhensteuer bis Vorderkante Tragdeck ist bei den gebräuchlichen Maschinen etwa gleich der Spannweite oder Klafterung der Tragflügel, oder man wählt den zur Stabilisierung erforderlichen Abstand r der Mittelpunkte der hintereinander angeordneten Flächen nach der Profiltiefe b der Tragflächen im Mittel

$$r \sim 3\,b.$$

Mit wachsendem Abstande r der Flächenmittelpunkte ist die Rückwärtswanderung des Druckmittelpunktes für die Luftkräfte auf Tragdeck und Flosse stärker, desto größer wird der Hebelarm der Kräfte, die das Flugzeug in die Gleichgewichtslage zurückführen sollen.

Es sei noch bemerkt, daß einzelne Konstrukteure eine Erhöhung der Steuerwirkung dadurch erzielen, daß sie auch an dem hinteren Ende eine mit dem vorderen Höhensteuer gleichzeitig zu betätigende Höhensteuerflosse anbringen; wird ersteres nach oben gestellt, so wird letzteres nach unten gedrückt und umgekehrt, um so die hemmende Wirkung der Dämpfungsflosse bei Drehungen zu vernichten.

Solche Anordnungen waren beim Sommer-Doppeldecker, bei den Flugmaschinen von den „Albatroswerken“ zu sehen.

In den Abbildungen wird das Höhensteuer mit H, die horizontalen Dämpfungsflossen mit st bezeichnet.

2. Die Schräg- oder Querstabilität. Richtungs- oder Seitenstabilität.

Die Bedingungen für beide Arten von Stabilität lassen sich von einem Gesichtspunkte aus untersuchen, weil die theoretischen Erörterungen für die Erhaltung des Gleichgewichtes nach beiden zu betrachtenden Richtungen hin viele gemeinsame Züge aufweisen.

Während die Schräg- oder Querstetigkeit den Antrieb und die Apparatneigung um die Längsachse behandelt, betrachtet die Richtungsstabilität die bei Störung des Beharrungszustandes in geradlinigem Fluge auftretenden Bahnkrümmungen bzw. untersucht das Verhalten des Flugzeugs, wenn ihm eine vom Führer beeinflußte Wendung aufgezwungen wird.

Man hat auch hier die natürliche Stabilität, die das Flugzeug durch die Formgebung und Anordnung der Flächen besitzt, von dem selbsttätig wirksamen Mittel zur Erhaltung der Stabilität zu unterscheiden.

Als geeignete Hilfsmittel für die Stetigung wurden im Laufe der Entwicklung des Flugzeugsbaues angewendet:

a) Die besondere Zuordnung des Schwerpunktes in bezug auf den Druckmittelpunkt bzw. die seitliche Schwerpunktsverlegung.
b) Die V-förmige Anordnung der Tragflügel bzw. die größere Klafterung des Oberdecks bei Doppeldecker.
c) Feste Vertikalflächen, Kielflossen.
d) Bewegliche Vertikalflossen, das Seitensteuer.
e) Die Hilfsflügelbewegung.
f) Die Flügelverwindung.

Während die unter a bis c aufgezählten Mittel eine mehr oder minder natürliche Stabilität erzielen lassen, müssen die unter d—f angeführten als Steuerorgane angesehen werden, die durch den Führer zu betätigen sind.

a) Wir beginnen mit der Besprechung des Einflusses der **Schwerpunktslage** auf den stabilen Flug in der Kurve.

Während sich für den stationären geradlinigen Flug bei Windstille nur der resultierende Luftwiderstand und das Gewicht das Gleichgewicht zu halten haben, tritt beim Kurvenfluge der Einfluß der Zentrifugalkraft auf die statischen Gleichgewichtsbedingungen hinzu.

Es sei m die Masse des ganzen Systems, das eine Wendung vom Krümmungsradius ρ zu nehmen hat, v die resultierende Schwerpunktsgeschwindigkeit, dann berechnet sich die im Schwerpunkte des Flugzeuges angreifende Fliehkraft

$$C = m \frac{v^2}{\rho}$$

und sucht den seitlichen Abtrieb der Flugmaschine aus ihrer Bahn hervorzurufen. Durch das im Kurvenfluge veränderte Kräftespiel wird dem Flugzeuge jetzt eine Neigung aufgezwungen, die ihre Ursache in folgender Erscheinung hat.

In Abb. 71a, b, c wird der Flug in einem Rechtsbogen zur Darstellung gebracht, 0 sei der Krümmungsmittelpunkt am Radius ρ. In dem Augenblick des Überganges aus der geradlinigen in die krummlinige Bewegung

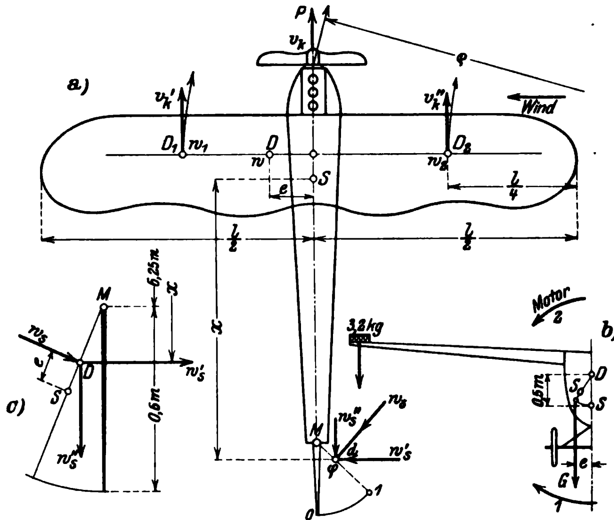


Abb. 71.

werden die in verschiedenen Entfernungen von 0 befindlichen Tragflügelelemente verschiedene Geschwindigkeit annehmen müssen, die innen rechts liegenden werden gebremst, sie werden verzögert, ihre Geschwindigkeit wird gegenüber den außen liegenden Flächenteilen kleiner sein. Dementsprechend werden auch die von diesen Flächenteilen entwickelten elementaren Reaktionen auf dem rechten Flügel kleiner sein als auf dem linken.

Die resultierenden Luftwiderstände W_1 und W_2 für die linke und rechte Tragdeckhälfte mit D_1 und D_2 als Angriffspunkte geben die Gesamtreaktion W, deren Angriffspunkt D zwischen D_1 und D_2 links aus der Symmetrieachse gelegen sein wird und sich nach dem Satz vom statischen Moment bestimmen läßt. Während im Geradfluge Druckmittelpunkt und Schwerpunkt in der Symmetrieebene liegen, wird jetzt in der Kurve (rechts) der Luftwiderstand in D links seitwärts von S angreifen, so daß sich die in Abb. 72a gezeichnete Kräftelage ergibt. Zerlegt man W in die beiden Komponenten W_{y_k} und W_x, so erhält man

das mit seinem Drehmoment

$$R \cdot l = W \cdot e$$

nach rechts drehende Kräftepaar. Hier ist R die Resultierende aus Eigengewicht und Zentrifugalkraft.

Die dadurch hervorgerufene Neigung γ des Apparates wird so groß sein müssen, daß Gleichgewicht entsteht zwischen den einerseits in S angreifenden Kräften C und G und dem in D angreifenden Luftwiderstande W.

Die statischen Bedingungen des Gleichgewichts $\Sigma H = 0$ und $\Sigma V = 0$ werden erfüllt, sobald die Richtung des Luftwiderstandes

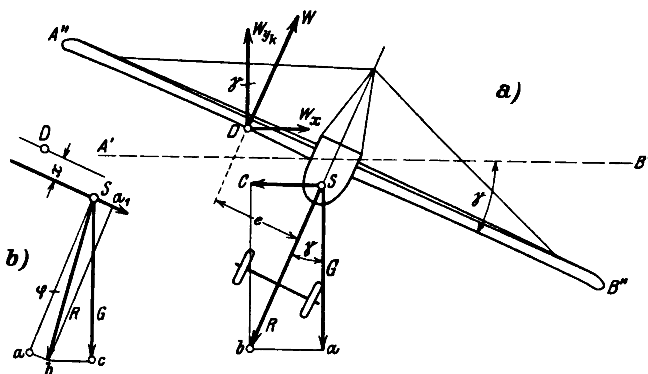


Abb. 72.

dieselbe ist wie die der Resultierenden R von G und C. Der dritten Gleichgewichtsbedingung

$$\Sigma M = 0$$

hingegen kann nur durch Anwendung eines der eingangs angeführten Mittel zur Erhaltung der Schrägstabilität genügt werden. Man muß dem Moment, welches die Neigung der Maschine zu vermehren versucht, ein gleichgroßes entgegengesetztes Drehmoment entgegenwirken lassen.

Die hierzu erforderlichen Hilfsmittel finden später eingehende Erwähnung.

Ein Zahlenbeispiel soll einigen Aufschluß über die Größenverhältnisse der hier in Betracht kommenden Begriffe geben.

Es wird angenommen, daß das Gewicht der Maschine 420 kg sei, die Bahngeschwindigkeit betrage $v = 15$ m/sec, der Bahnradius etwa $\rho = 60$ m, dann stellt sich die Zentrifugalkraft auf

$$C = \frac{G}{g} \frac{v}{\rho} = \frac{420}{9{,}81} \cdot \frac{225}{66} \sim 146 \text{ kg}.$$

Die Neigung läßt sich aus dem Dreieck S a b (Abb. 72a) ermitteln.

$$\operatorname{tg}\gamma = \frac{C}{G} = \frac{\frac{G}{g}\,v^2}{\rho \cdot G} = \frac{v^2}{\rho \cdot g}$$

Die Gleichung lehrt, daß für Gleichgewichtserhaltung in der Kurve dem Flugzeuge eine Neigung gegeben werden muß, die mit dem Quadrate der Bahngeschwindigkeit und im einfachen Verhältnisse mit abnehmendem Bahnradius wächst.

Im übrigen spielt letzterer eine untergeordnete Rolle, da man ja in größeren Höhen, ohne Hindernisse zu befürchten, ρ so groß wählen kann, wie man will; anders ist dies in Erdnähe; viele Unfälle sind darauf zurückzuführen, daß unmittelbar vor der Landung die Neigung zu groß werden mußte, um die durch die Verhältnisse gegebene Bahn vom kleinen ρ durchfliegen zu können.

In unserem Beispiel erhält man

$$\operatorname{tg}\gamma = \frac{225}{60 \cdot 9{,}81} \sim 20^0\,55'.$$

Ohne diese Neigung kann sich die Flugmaschine in der krummlinigen Bahn nicht erhalten; je größer die Neigung ist, desto schärfer darf die Krümmung sein.

Verlust an Flughöhe beim Kurvenflug. Der Flug in der Kurve ist stets mit einer Abnahme der Hebekomponente verknüpft.

Im Geradfluge sei der resultierende Luftwiderstand auf die Tragflügel W, dann wird bei eingetretener Neigung γ des Flugzeugs in der Kurve nur noch die Komponente

$$W_{y_k} = W \cdot \cos\gamma$$

(siehe Abb. 72a) dem Gewichte das Gleichgewicht zu halten versuchen, aber es nicht vermögen, da sich im normalen Fluge für die gebräuchlichen Einfallswinkel

$$W \sim W_{y}, = G$$

also eine erheblich größere Hebekraft ergibt.

Das Verhältnis der Hebekomponenten im Kurven- bzw. Geradfluge ist der Kosinusfunktion der Neigung proportional.

$$\frac{W_{y_k}}{W_y} \sim \cos\gamma.$$

Für obiges Beispiel ist $\cos\gamma \sim 0{,}93$, also werden 7 % Verlust an Hebekraft eintreten.

Der Winkel, um welchen die früher in der Horizontalebene verlaufende Flugbahn jetzt nach unten gerichtet ist, kann beträchtlich werden, und der Lenker muß dieser Tatsache vor der Landung eingedenk sein; die vor der Landung auszuführende Wendung muß stets in einer gewissen Höhe über dem Erdboden erfolgen.

Diese Betrachtung zeigt auch, daß das Tragdeck in der Wendung eine Vergrößerung der Belastung erfährt, die

$$W = R = \frac{G}{\cos \gamma}$$

ausmacht; für $\gamma = 45^0$, eine häufig beobachtete Neigung, wird $\cos \gamma \sim 0{,}707$ und damit

$$R = 1{,}41\ G,$$

entsprechend einer Vermehrung des Eigengewichtes um 41 $^0/_0$.

Die Verteilung dieser Mehrbelastung geschieht nicht gleichmäßig über die Tragdecken, sondern wegen der nach außen von v_i bis auf v_a wachsenden Geschwindigkeiten wird sie sich trapezförmig, nach außen mit dem Radius zunehmend, gestalten.

Bei 12 m Spannweite des Flugzeugs und einem Krümmungsradius $\varphi = 60$ m stellt sich das Verhältnis

$$\frac{v_i}{v_a} = \frac{54}{66} = 0{,}82 \sim \frac{5}{6}.$$

Demgemäß wird sich eine Vergrößerung des Biegungsmomentes längs des Tragflächenholmes auf $\frac{6}{5}$ ergeben, die in die Festigkeitsberechnung einzubeziehen wäre.

Die Abnahme an Hebekomponente in der Kurve bewirkt ein Differenz zwischen dem in D angreifenden Luftwiderstand W und der Kraft R; letztere wird daher in Wirklichkeit nicht parallel laufen zu W, vielmehr näher an G liegen. Zerlegt man R in zwei Komponenten, die eine in die Richtung von W, also Sa (Abb. 72b), und die andere Sa_1 senkrecht zu dieser Richtung, so ergibt sich aus dieser Kräftezerlegung, daß die Komponente Sa_1 das Flugzeug in der geneigten Ebene seitlich abzutreiben, also die Ausführung der Kurve zu verhindern sucht. Man wird aber von der Verwendung eines unterhalb des Druckmittelpunktes liegenden Schwerpunktes trotzdem nicht abweichen, da der Flug in der Kurve nur vorübergehend auszuführen ist. Es könnte noch aus dem bei hochliegendem Schwerpunkte auftretenden Kräftespiel gezeigt werden, daß die Lage — Schwerpunkt oberhalb des Druckmittelpunktes — für die Wendefähigkeit des Flugzeugs sehr günstig ist; natürlich verzichtet man auf diese Anordnung in Hinsicht auf die stark gefährdete Längsstabilität.

Theoretische Untersuchungen von Prof. Reißner weisen darauf hin, daß eine seitliche relative Verschiebung des Schwerpunktes gegenüber den Tragflächen eine einwandfreie Kurvensteuerung zuläßt, selbst wenn jede vertikale Steuerfläche fehlen sollte.

An dieser Stelle soll der Einfluß des Einschraubensystems auf die seitliche Neigung des Flugzeugs in einem praktischen Beispiel vorgeführt

und gezeigt werden, wie man ihm durch seitliche Schwerpunktsverlegung begegnen kann.

Die Flugmaschine Antoinette V besaß einen 35-PS_e-Motor, dessen normale Umdrehungszahl 1200 in der Minute betrug und zum direkten Antriebe einer mit der Motorwelle gekuppelten Luftschraube diente.

Das vom Motor entwickelte Drehmoment hat den Wert:

$$M_d = 716{,}2 \frac{N}{n} \text{mkg} = 716{,}2 \frac{35}{1200} \sim 21 \text{ mkg}.$$

Dieses Drehmoment wird durch die Kurbel auf die Welle übertragen und bewirkt die Rotation der Schraube. Ausgeglichen wird dieses Drehmoment an der Schraube durch ihren Luftwiderstand. Das an der Kurbel auftretende Drehmoment muß durch ein gleichgroßes Reaktionsmoment am Fundament des Flugmotors, also vom Flugmaschinenkörper selbst aufgehoben werden; wie bei einer ortsfesten Maschine das Fundament in jedem Augenblicke das an der Kurbel entstehende Drehmoment aufzunehmen hat, so ist dies auch bei dem frei schwebenden Flugmaschinenkörper der Fall; würde man sich die Flugmaschine aufgehängt denken, so würde sie bei Ingangsetzen des Motors und der Schraube sofort eine der Motordrehung entgegengesetzte Neigung erleiden. Ist die Schraube eine links umlaufende, so wird die linke Seite der Maschine gehoben, die rechte niedergedrückt; diesen dadurch entstehenden Schwankungen muß die Maschine mit einem für die Querstabilität vorgesehenen Hilfsmittel widerstehen. Ein Ausgleich dieses Drehmomentes wird leicht durch Versetzung des Schwerpunktes aus der Symmetrieebene geschaffen, indem man einzelne Teile seitlich verlegt oder die Tragdecken einseitig am Ende beschwert. Würde man z. B. in unserem Falle den Ausgleich durch Anbringung eines Gegengewichtes am linken Tragflächenende bewirken wollen, dann würde bei 12,8 m Klafterung der Tragflächen oder 6,4 m Flügellänge, senkrecht zur Flugrichtung gemessen, die Beziehung bestehen (Abb. 71b):

$$G_1 \cdot 6{,}4 = 21 \text{ mkg oder } G_1 = 3{,}2 \text{ kg}.$$

Dieses Übergewicht wäre durch eine besondere Beschwerung des Tragdeckenendes zu erzielen.

Wird der Schwerpunkt unterhalb des Druckmittelpunktes (ideeller Aufhängepunkt) mit 0,5 m eingeschätzt, dann rechnet sich die Schwingungsamplitude α aus der Bedingung, daß das Stabilitätsmoment gleich dem Kippmoment ist:

$$G \cdot e = 21 \text{ mkg, mit } G = 520 \text{ kg},$$

dem Eigengewicht der Konstruktion, wird:

$$e = \frac{21 \text{ mkg}}{520 \text{ kg}} = 0{,}044 \text{ m und } \sin \alpha = \frac{0{,}044}{0{,}5}\,;\ \alpha = 5^0.$$

Würde beim Aussetzen des Motors vom Ausgleichsgewicht das kippende Moment von 21 mkg übrigbleiben, so würde der Apparat im Sinne des Pfeiles 2 ausschlagen. Würde hingegen dieses Ausgleichsgewicht nicht vorhanden sein, so würde durch die Drehung des Motors ein entgegengesetzter Ausschlag entstehen; bei stillstehendem Motor und vorhandenem Gegengewicht wird dieser Ausschlag gleichfalls auftreten, und zwar natürlich von der Seite des Gegengewichtes. (Beschädigen der Tragflächenenden!) Bei größeren Motoren und kleineren Tourenzahlen der Schraube werden diese Schwankungen wachsen.

b) Die V-förmige Neigung der Tragdecken gegen die Längsachse um 3°—8° gegeneinander, die äußeren Enden nach oben gerichtet; diese Anordnung, die sich bei Ferber, Antoinette, Grade, Etrich usw. findet, ist der Natur entnommen, die sie zahlreichen Vogelarten verliehen hat.

Diese Stellung der Tragflügel hat eine dämpfende Wirkung für die bei Gleichgewichtsstörung um die Längsachse ausgelösten Pendelungen zur Folge. Auch kommt hier noch in Betracht, daß die unsymmetrische Wirkung des Luftwiderstandes auf beide Flügel bei geneigter Lage des Flugzeugs ein aufrichtendes Moment hervorruft, das das Flugzeug in seine ursprüngliche Lage zurückzubringen sucht. Infolge des Trägheitsmomentes der Flugzeugmasse werden pendelnde Bewegungen um die Längsachse auftreten, ähnlich wie dies früher bezüglich der Schwingung um die Querachse angeführt worden ist. Die Schwingungen werden durch die V-Anordnung gedämpft, die wirksamste Dämpfung erzielt man in der Vereinigung von vertikalen Flossen und V-Stellung der Tragflächen. Die dämpfenden Kräfte sind in der vermehrten Oberflächenreibung und in dem Luftwiderstande zu suchen.

Die Größe des Trägheitsmomentes wird auch hier auf die Schwingungsamplitude in der zur Flugachse senkrechten Querebene Einfluß haben; es ist daher von Wichtigkeit, die Flugzeugmassen möglichst nahe an die Längsachse zu bringen. Theoretische Erwägungen, die durch praktische Versuche erhärtet sind, haben gezeigt, daß der eigentliche Gleitwinkel des Flugzeugs infolge des Energieverlustes, den das Flugzeug durch die stark gedämpften seitlichen Schwingungen erleidet, eine Vergrößerung erfährt.

Jedenfalls steht die durch die schwach V-förmige Anordnung erhoffte stabilisierende Wirkung durchaus der kräftigen Einwirkung eines Steuerorganes nach.

Hingegen hat sich die Vereinigung einer starken V-Stellung mit einem hochliegenden Schwerpunkt, wie sie durch tiefes Ansetzen der Tragdeckenden am Rumpfe erzielt werden kann, als eine Anordnung von hoher Kippsicherheit erwiesen. Das Harlan- und im noch höheren Maße das Fokker-Flugzeug besitzen in dieser Anordnung selbst bei

starker Schräglage eine große Wendigkeit, so daß bei aufgehobener Seitensteuerwirkung das Flugzeug selbsttätig in die Horizontalflugstellung übergeht. Das Fokkerflugzeug verzichtet daher aus diesem Grunde auf jede Steuervorrichtung zur Erhaltung der Schrägstabilität.

c) Verwendung von Vertikal- oder Kielflossen. Einiges über Richtungsstabilität. Hier wird in erster Linie der Freiheitsgrad des Flugzeuges in Betracht gezogen, wie er sich durch die Drehung um die vertikale Y-Achse ergibt. Vom theoretischen Standpunkte aus wird das Flugzeug gegen eine Änderung der Flugbahn in der X Z-Ebene durch Anordnung von 2 vertikalen stabilisierenden Flossen auf natürliche Weise widerstandsfähig gemacht; die eine dieser Kielflossen hat sich in der Nähe des Schwerpunktes, die andere in einem gewissen Abstande d vor oder hinter demselben zu befinden. Für die Erhaltung der Richtung wird durch die hintere Kielflosse, die eine Art Pfeilwirkung erzielen läßt, gesorgt, während die im Schwerpunkte angebrachte Kielflosse äußeren Kräften, die eine Ablenkung aus der Flugrichtung verursachen könnten, Widerstand zu leisten hat; aus diesem Grunde nennt sie Lanchester die Prellflosse.

Ist die Entfernung der Druckmittelpunkte beider Flächen d, und schließt die neue Bewegungsrichtung mit der ursprünglichen den kleinen Winkel β ein, so wird sich der Krümmungsradius der neuen Flugbahn ermitteln lassen aus

$$\sin \beta = \frac{d}{\rho} = \beta\,;$$

für sehr kleine Richtungsänderungen, die hier in Betracht gezogen werden sollen, folgt

$$\rho = \frac{d}{\beta}.$$

Je größer d, desto größer wird der Krümmundsradius, desto geringer die Drehung aus der Anfangslage. Theoretisch würde einem unendlich großen Wert von d der Wert $\rho = \infty$ entsprechen, d. h. es findet keinerlei Drehung statt; nach Aufhören der im Schwerpunkte wirksamen ablenkenden Kraft, die durch den Luftwiderstand auf die Schwerpunktsflosse aufgehoben wird, wird die ursprüngliche Richtung vom Flugzeug wieder eingenommen.

Befindet sich die vertikale Dämpfungsflosse hinter dem Schwerpunkte, wie angenommen wurde, so geschieht die Ablenkung durch die seitlichen Kräfte in Richtung der äußeren Kraft, bei vorne liegender Fläche (vor dem Schwerpunkte) wird hingegen der Ausschlag aus der Fahrtrichtung entgegengesetzt der Kraftwirkung erfolgen. Diese Betrachtung lehrt, daß zur Erhaltung der Richtung eine bestimmte Zuordnung der Lage der beiden Kielflossen genügen muß.

Da die Anordnung solcher im Schwerpunkte befindlicher Vertikalflossen konstruktiv unausführbar ist, so werden diese beiden vorhin

genannten Kielwände durch 2 andere ersetzt, von denen sich die eine vor dem Schwerpunkte, die andere am Schwanze befindet und zwar in einem solchen Abstande, daß ihre Wirkung die gleiche ist wie bei der theoretischen Anordnung; zumeist verzichtet man auf die vordere Flosse und begnügt sich mit einer hinteren festen Kielflosse, deren Fortsetzung häufig das um eine vertikale Achse drehbare Seitensteuer bildet.

In einem Aufsatz „Die Seitensteuerung der Flugmaschinen" in der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt vom 28. März 1910 weist Prof. Reißner aus den Ansätzen für die allgemeinen Gleichgewichtsbedingungen in der Kurve nach, daß sich durch Vertikalflächen allein ein stationärer Gleichgewichtszustand nicht erzielen läßt. Dabei ist es einerlei, ob die Vertikalflächen, wie bei der Voisinschen Anordnung, aus großen festen, vorne zwischen den Tragdecken eingebauten Zellenwänden im Vereine mit kleinen festen oder beweglichen Flossen, die hinten angeordnet sind, bestehen, oder nur eine einzige vertikale Steuerflosse vorhanden ist. Man hat auch die Anordnung einer Kielflosse mit vertikaler, durch den Schwerpunkt gehender Drehachse versucht; ihre Steuerwirkung ist jedoch wegen des kleinen Hebelarmes nur gering.

Die Kielflossen erzwingen nur eine sehr kleine Systemneigung, so daß Flugzeuge, deren Querstabilität nur von vertikalen Flächen allein abhängig ist, eine schlechte Wendigkeit besitzen; sie können einen erheblichen seitlichen Abtrieb nicht verhindern. (Voisin-Flugzeug.)

Um nämlich eine krummlinige Bahn zu erzwingen, ist eine zur augenblicklichen Geschwindigkeit senkrecht wirksame Normalkraft notwendig, die der im Bogen auftretenden Zentrifugalkraft das Gleichgewicht hält. Diese Normalkraft wird bei Voisin in gleicher Weise erzielt wie vom Radfahrer in der Rennbahn: durch seitliche Verlegung des Schwerpunktes, so daß die Flugmaschine sich um ihre Längsachse neigt, also die Schrägstabilität absichtlich dabei gestört erscheint.

Rechnerische Ermittlung des Drehmomentes zur Ausführung der Wendung. In Abb. 71 a bedeuten v_k'' und v_k' die mittleren Geschwindigkeiten der Tragflügel. Es wurde bereits auf Seite 123 angedeutet, daß zwischen den beiden Teilresultierenden des Luftwiderstandes die Ungleichung besteht:

$$W_1 > W_2.$$

Weil die Luftwiderstände mit dem Quadrate der Geschwindigkeiten und diese mit dem Quadrate der Radien wachsen, so besteht die Beziehung:

$$\frac{W_1}{W_2} = \frac{\left(\rho + \frac{1}{4}\right)^2}{\left(\rho - \frac{1}{4}\right)^2}.$$

Weiter ist mit D als Momentenpunkt:

$$W_1 \cdot \overline{D_1 D} - \overline{D_2 D} \cdot W_2 = 0 \text{ und mit } \overline{D_1 D} = \frac{l}{4} - e \text{ und } \overline{D_2 D} = \frac{l}{4} + e$$

wird

$$e = \frac{W_1 - W_2}{W_1 + W_2} \cdot \frac{l}{4} = \frac{2\, l^2 \cdot \rho}{16\, \rho^2 + l^2};$$

schließlich wird das Kippmoment, wie aus Abb. 72a zu ersehen ist:

$$M = R \cdot e = \sqrt{G^2 + C^2} \cdot \frac{2\, l^2 \cdot \rho}{26\, \rho^2 + l^2}.$$

Für die Werte $l = 12$ m, $\rho = 30{,}0$ m ergeben sich:

$$e = \frac{2 \cdot 12^2 \cdot 30}{16 \cdot 30^2 + 12^2} \sim 0{,}59 \text{ m}.$$

Falls man dem Kippmoment durch Schwerpunktsverlegung des Führergewichtes G_1 entgegenwirken wollte, hätte man:

$$R \cdot e = G_1 \cdot x$$

$$\sqrt{G^2 + C^2} \cdot e = G_1\, x;$$

mit $G_1 = 75$ kg müßte

$$x = \frac{\sqrt{G^2 + C^2}}{G_1} \cdot e = 3{,}91 \text{ m}$$

sein.

Eine solche Verschiebung ist praktisch unmöglich, daher mußten andere Wege, diesem Drehmomente zu steuern, ersonnen werden, wie sie unter e und f Seite 122 aufgezählt sind.

d) Das Seitensteuer. Während des geradlinigen Fluges werden Ursachen mancherlei Art wie seitliche Windströmung usw. eine Ablenkung aus der Fahrtrichtung erstreben.

Zur steten Einhaltung der einzuschlagenden Flugrichtung, zur Erhaltung der Seitenstabilität bei gewissen Steuerungsvorrichtungen einerseits, zur absichtlichen Ablenkung aus der eingenommenen Richtung andererseits dient das Seitensteuer.

Es besteht aus einer, manchmal aus zwei und drei parallel neben- oder übereinander liegenden gekuppelten beweglichen Kielflossen, die durch eine mit Flugzeugstoff bespannte Konstruktion versteift sind. Solange das Flugzeug seine Richtung beibehält, wirkt am Seitensteuer nur der von seiner ebenen Oberfläche f_s erzeugte Luftreibungswiderstand

$$0{,}00244 \frac{\gamma}{g} f_s \cdot v^2,$$

der sich zum schädlichen Widerstand addiert.

Beim Steuern findet zumeist mit Fußhebel und Drahtzügen vom Führersitz aus eine Verstellung des Seitensteuers statt, so daß es eine

unsymmetrische Stellung zur Längsachse der Flugmaschine einnimmt. Der durch die Luftschraube erzeugte Wind trifft die aus der Mittellage herausgedrehte Steuerflosse und erzeugt einen Luftwiderstand, der das zur Änderung der Flugrichtung notwendige Drehmoment hervorruft. In Abb. 71 wird angenommen, daß das im Horizontalfluge befindliche Flugzeug einen Rechtsbogen nehmen soll, bzw. daß ein Windstoß, aus der Pfeilrichtung kommend, die Maschine aus der eingeschlagenen Richtung treiben will; dann wird das Seitensteuer aus der Lage 0 in die Lage 1 um den Winkel φ eingestellt; der auf die verstellte Fläche auftreffende Wind erzeugt im Druckmittelpunkte d der Steuerfläche den Widerstand W_s, dessen Horizontalkomponente $W_s' = \zeta_A \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot f_s \cdot v^2$ im Abstande x eine Drehung des Apparates zur Folge hat, so daß die beabsichtigte Kurve nach kurzer Zeit beschrieben werden kann; die in die Flugrichtung fallende Komponente W_s'' unterstützt die beabsichtigte Wendung, vermehrt aber auch den Bewegungswiderstand und muß von der beim Kurvenfluge größer werdenden Schraubenkraft überwunden werden.

Auch hier ist es günstig, die Steuerflosse möglichst weit vom Schwerpunkte anzuordnen. Man findet daher fast durchgehends das Seitensteuer am hinteren Ende des Flugmaschinenkörpers angebracht und nur in ganz vereinzelten Fällen vorne (z. B. bei der Versuchsmaschine der Siemens-Schuckert-Werke, dem Voisinmodell „Canard", beim Pfitzner-Eindecker usw.).

Beispiel: Bei der Flugmaschine Blériot XI hat das Seitensteuer 0,5 m² Größe, 0,6 m sei das Ausmaß in der Flugrichtung; es wird vorausgesetzt, daß der Lenker die Steuerfläche um 10° aus der Mitte herausdreht; wie groß ist das auftretende Drehmoment des Luftwiderstandes? (Abb. 71 c.)

Nach der früheren Beziehung auf Seite 14 ist $e = 0{,}3\,l\,(1 - \sin\alpha) \sim 0{,}15$ m.

Nimmt man die Schwerpunktsentfernung des Flugzeugs vom Drehpunkte M mit 6,25 m an, dann ist

$$x = 6{,}25 + 0{,}15 \cos 10^0 \sim 6{,}4 \text{ m},$$

die Komponente

$$W_s' = \zeta_A \frac{\gamma}{g} f_s v^2 \sim 5 \text{ kg},$$

während

$$W_s'' = \zeta_w \frac{\gamma}{g} f_s \cdot v^2 \sim 0{,}63 \text{ kg}$$

mit $v = 15{,}5$ m/sec und $\zeta_A = 0{,}33$, $\zeta_w = 0{,}042$.

Das wirksame Drehmoment hat den beträchtlichen Wert

$$M = W_s' \cdot x + W_s'' \cdot 0{,}15 \sin 10^0 = 5 \cdot 6{,}4 + 0{,}63 \cdot 0{,}026 \text{ m/kg} \sim 32 \text{ m/kg}.$$

Der Einfluß von W_s'' ist verschwindend klein.

e) Die Hilfsflügelbewegung und die Flügelverwindung. Diese Hilfsmittel dienen zur Erhaltung der Querstabilität, die durch Schwingungen

um die Längsachse der Maschine gefährdet ist, wenn durch seitliche Windstöße, durch das freie unausgeglichene Drehmoment des Einschraubensystems pendelnde Bewegungen eintreten.

Verdrehung der Hilfsflügel: Hier werden an den äußersten Enden der Tragflächen um horizontale Achsen drehbar angebrachte Klappen (franz. Ailerons) benutzt, die vom Führersitz aus durch Drahtzüge in entgegengesetzte Richtung — die eine nach oben aufgerichtet, die andere nach unten gedrückt — gebracht werden können.

Die Wirkung der Hilfsflächen soll an der Hand der schematischen Abb. 73 besprochen werden.

In dieser bedeuten h_1 und h_2 die beiden neben der Tragdecke T angeordneten Hilfsflügel, die um die horizontale in der Flugebene liegend gedachte Achse a—a drehbar sind; wenn ein von rechts unten kommender Windstoß auszugleichen, eine Rechtskurve zu nehmen ist, dann wird h_1 nach unten geneigt, der zweite Hilfsflügel h_2 wird hingegen nach oben gedreht, so daß die Rechtsseite des Flugzeuges durch den negativen von oben wirksamen Luftdruck nach abwärts gedrückt wird, während gleichzeitig der Luftwiderstand links hebend wirkt.

Setzt man beide Luftwiderstände gleich groß und entgegengesetzt voraus — die Entfernung ihrer Druckmittelpunkte sei s —, so wird das Drehmoment $W_y \cdot s$ ein Aufdrehen der Maschine verursachen.

Zur Erzeugung eines reinen Kräftepaares ist jedoch notwendig, daß die entgegengesetzten Neigungen der beiden Hilfsflächen im Kurvenfluge ungleich ausfallen, weil auf beiden Seiten die Bahngeschwindigkeiten verschieden sind.

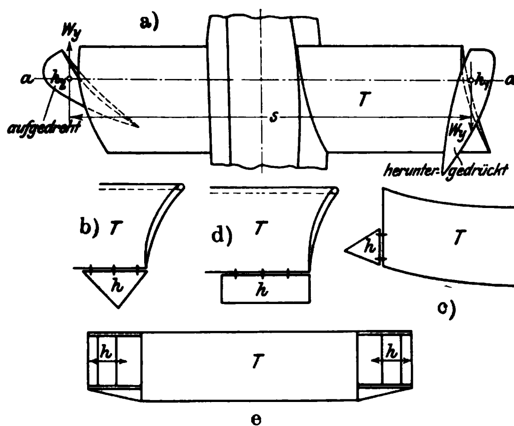


Abb. 73.

Zur Erzielung einer genügend großen Wirkung muß den kleinen Hilfsflächen eine beträchtliche Neigung gegeben werden, welche große Bewegungswiderstände zur Folge haben wird; diese kraftverzehrenden Hilfsflächen sind daher ohne Zweifel weniger vorteilhaft als die schraubenförmige Verwindung der Flügelenden.

Die Anordnung der Hilfsflächen ist verschiedenartig durchgeführt. Levavasseur hat bei den älteren Modellen der Antoinettemaschine dreiecksförmige Segelflächen an den hinteren Enden (rechts und links)

der Tragfläche angebracht (Abb. 73b), Blériot hatte früher zu beiden Seiten des Tragdecks nach Abb. 73a die Hilfsflächen sitzen, Ferber nach Abb. 73c, Farman bringt an den beiden Tragdecken (neuerdings nur am oberen) beiderseits rechteckige Stoffklappen an, wie Abb. 73d zeigt; ähnlich war früher die Anordnung bei den Albatros- und Aviatikwerken, sowie bei Euler. Die Hilfsflügel sind mit Schnüren an den Tragflächen befestigt und hängen im Ruhezustande herunter; im Fluge

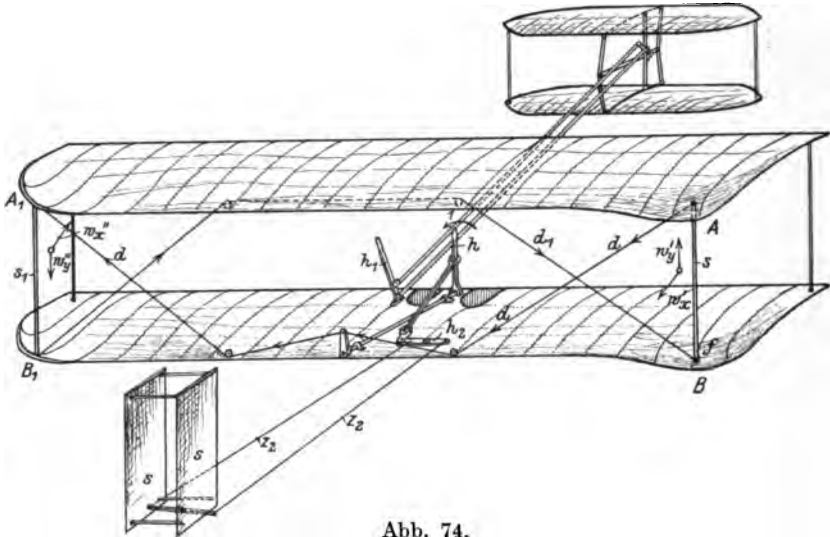


Abb. 74.

werden sie durch den Wind in die Flugebene gestellt und durch Drahtzüge vom Führerhebel aus so verstellt, daß z. B. die beiden linken nach unten, die beiden rechten nach oben gezogen werden. Abb. 73e zeigt, wie beim Pfitzner-Eindecker die Schräglagensteuerung durch 2 verschiebbare Flächen h—h, die in aufgeschlitzten Stahlrohren geführt sind, betätigt wird.

Flügelverwindung[1]). Das von Gebr. Wright praktisch zuerst angewandte Verfahren besteht darin, daß man jenem Ende des Tragflügels, das gehoben werden soll, eine stärkere Wölbung gibt.

Der Führer hat beispielsweise eine Rechtskurve zu durchfliegen, oder die Flugmaschine hat sich durch die Wirkung eines von links kommenden Luftstoßes rechtsseitig nach unten geneigt und soll aufgerichtet werden, dann tritt die Verwindung in Tätigkeit. Der Lenker dreht den Hebel h im Sinne des Pfeiles 1 (Abb. 74), wodurch der hintere auf derselben Achse sitzende Hebel den mit dem Drahte d

[1]) Die Erfindung der Flächenverwindung fällt in das Jahr 1890 und ist dem franz. Ingenieur Mouillard zu verdanken, dessen Arbeiten auf die Gebr. Wright von Einfluß waren.

verbundenen oberen rechten Hinterrand A des Flügels nach unten zieht; der untere Rand B wird durch die Strebe s nach abwärts gedrückt. Bei der entstehenden Abwärtsbewegung des Fußpunktes f wird durch den Drahtzug d_1 die Ecke B_1 etwas gestreckt und diese hebt mittels der gelenkartig gelagerten Strebe s_1 auch das Flächenstück A_1. Die nach hinten streichende Luft erzeugt jetzt an den nach unten gewölbten Tragdeckenenden A und B eine größere Hebekomponente w'_y als links bei A_1 B_1; hier wird der Luftwiderstand w''_y auftreten oder in besonderen Fällen nach abwärts gerichtet sein. Die beiden Kräfte w'_y und w''_y geben ein linksdrehendes resultierendes Drehmoment

$$(w_y - w''_y)\,a,$$

das die Flugmaschine z. B. aus dem Rechtsbogen in die normale Fluglage zurückdreht.

a ist die Entfernung der Angriffspunkte beider Luftwiderstände w'_y und w''_y.

Der Führer hat es ganz in der Hand, nach seinem Empfinden das Drehmoment durch stärkere oder schwächere Wölbung der Flügelflächenenden in weiten Grenzen abzustufen.

Die Verwindung erweist sich als eine sehr fein regulierende Vorrichtung zur Erhaltung der Schrägstabilität. Betrachtet man noch die Resultierende w_x der Horizontalkomponenten w_x' und w_x'' der beiderseitig erzeugten Luftwiderstände, so gibt diese ein um die Y-Achse wirksames Rechtsmoment $w_x \cdot a$, das auf Änderung der Flugrichtung wirkt.

Wright z. B. arbeitet diesem Drehmoment durch gleichzeitige Linksverstellung des Seitensteuers entgegen; die Komponente W_s'' des am Seitensteuer erzeugten Luftwiderstandes läßt ein linksdrehendes Moment entstehen. Wright nennt bezeichnenderweise daher das Seitensteuer aus diesem Grunde auch „Ausgleicher“.

Unterstützt wird die Wirkung des Seitensteuers beim Original-Wrightflugzeug durch die Wirkung des Windes gegen zwei zwischen dem zweiteiligen Höhensteuer angebrachten Kreissegmentflächen, die sich mit ihrem Drehmoment der Wirkung des Rücktriebes entgegensetzen. Beim neuen Wrightflugzeug sind für die gleiche Wirkung vorne am Fahrgestell zwei kleine Dreiecksflächen vorgesehen.

Die heiß umstrittenen Patentansprüche von Wright (1906 Nr. 173 378) mögen bei dieser Gelegenheit kurz zur Sprache kommen.

Bekanntlich wurde die Verwindung wegen der vorzüglichen Wirkung von zahlreichen französischen und deutschen Konstrukteuren angewendet und dadurch die Frage aufgerollt, ob eine Patentverletzung vorliege. Die amerikanischen Gerichte fassen bekanntlich das Wright-Patent in denkbar weitestem Sinne für eine kombinierte Betätigung von horizontalen seitlichen Steuerflächen und vertikalem hinteren Seitensteuer auf.

Die Gegner wenden dagegen ein, daß sie beim Verwinden der Tragflächen das Seitensteuer nicht gleichzeitig mitbetätigen und daher sich keiner Patentverletzung schuldig machen.

Als wirksamstes Mittel zur Erzielung aufrichtender Drehmomente, wie sie bei Erhaltung der Schrägstabilität gebraucht werden, hat sich somit nach vorstehender Betrachtung die Flächenverwindung mit gemeinschaftlicher Betätigung des Seitensteuers ergeben; der Nachteil liegt in dem seitlichen Abtrieb, der durch den starken Steuerausschlag bedingt ist.

Andere Konstrukteure begegnen dem unerwünschten Drehmoment um die Y-Achse, das eben die Betätigung der Seitensteuerung bedingt, dadurch, daß sie zur Verwindung den ganzen Flügel heranziehen und wegen der großen Angriffsfläche nur geringe Verwindungswinkel anzuwenden brauchen.

Auch die Anordnung der Verwindungsflächen ohne Einfallswinkel, also im unbelasteten Zustande, hat den Vorteil, daß schon ein mäßiges Anheben der äußeren Tragflächenspitzen das gewünschte reine Drehmoment ergibt, ohne die unerwünschte Begleiterscheinung einer Drehung um die Y-Achse im Gefolge zu haben.

Viele Konstrukteure verwenden mit Vorteil die elastischen Auslaufenden der Tragflügel zum Verwinden (Etrich, Grade, Goedeker usw.)

C. Anordnung der Steuerungsmechanismen.

Es handelt sich hier um die Betätigung der Höhen-, Seiten- und Schräglagensteuer, zu der noch das Regulierungsorgan für die Leistung des Motors hinzukommt. Für jede vorteilhaft brauchbare Konstruktion wird es als praktisches Erfordernis zu betrachten sein, die Ingangsetzung der Steuermechanismen so leicht wie möglich ohne große Kraftäußerung seitens des Lenkers vorzunehmen; auch wird Zentralisation in der Anordnung der Steuerteile anzustreben sein, d. h. man will möglichst mit einem Hebel, mit einem Steuerrad oder mit einer Steuersäule vom Führersitze aus die verschiedenen Steuerungen betätigen können.

Diesen Anforderungen wird in den meisten Fällen nicht genügt, vielmehr begnügt man sich zumeist mit der Vereinigung zweier Steuerorgane in einem Mechanismus (zumeist Höhen- und Schräglagensteuerung), während die dritte Steuerung unabhängig von diesem geschieht.

Zurzeit haben die Steuerungsvorrichtungen einheitliche Handhabung und Anordnung erfahren und wurden zu einer Art Normalsteuerung, in Deutschland Militärsteuerung genannt, ausgebildet. Das Steuern nach der Höhe und Tiefe geschieht durch Rückwärts- und Vorwärtsbewegung eines Handhebels oder einer Steuersäule.

Rechts- und Linksschwenken desselben Handhebels oder Rechts- und Linksdrehung eines an diesem Hebel angebrachten Handrades betätigt die Schräglagensteuerung; das Seitensteuer wird mit einem doppelarmigen horizontal gelagerten Fußhebel zum Ausschlag gebracht, indem man jene Seite anstößt, nach der gesteuert werden soll.

Die Verbindung der Höhen- und Schräglagensteuerung ist von dem Gesichtspunkte aus, daß beide Organe nie gleichzeitig zur Anwendung kommen, nicht als glückliche Lösung anzusehen. Die Wrightsche Steueranordnung ist in dieser Hinsicht als vorzüglich zu betrachten, dagegen ließ ihre ursprüngliche konstruktive Durchbildung und ihre Anpassung an das Gefühl zur instinktiven Gleichgewichtserhaltung recht viel zu wünschen übrig.

Der Anfänger wird in der Handhabung des Steuers vorsichtig verfahren müssen, den Steuerungsorganen anfangs nur kleine Bewegungen erteilen, um die erst nach Sekunden eintretende Wirkung beurteilen zu können. Es kann durch die Annahme, das Steuer habe nicht gewirkt, eine gefährliche Situation geschaffen werden. Richtig ist es daher, wenn der Anfänger das Steuer nach seiner Betätigung wieder in die normale Lage zurückführt, um so die Wirkung abzuwarten.

Erst wenn nach längerer Übung das Gefühl für die Größe des Ausschlages und der damit zusammenhängenden Wirkung gewonnen ist, kann von dieser Vorsicht abgegangen werden.

Als Transmissionsteile vom Steuerhebel aus nach den Steuerflächen werden Drahtzüge, Drahtkabel und Seile aus vorzüglichstem hochwertigen Material benutzt; die Hebel sind aus Holz oder Eisen gefertigt, Steuerräder und Steuersäulen sind dem Automobilbau entnommen und werden durch Kugelgelenk oder Kardan-Kupplung frei beweglich gehalten.

D. Konstruktive Ausführung der Steuerungen.

1. Das Höhensteuer.

In den schematischen Steuerungszeichnungen ist die Betätigung des Höhensteuers ersichtlich. Bei Wright in Abb. 74 geschieht sie mittels des Hebels h_1, der nach vorn und hinten bewegt wird.

Beim deutschen Wright-Doppeldecker der neuesten Konstruktion ist das Höhensteuer als Schwanzflosse angebracht und wird durch Drehung eines Handrades betätigt.

Aus Abb. 75 erkennt man, wie mittels des Stahlrohrhebels h und den Drahtzügen z_1 z_1 das Höhensteuer H bei Farman verstellt wird.

Wird der Hebel h nach hinten zum Führer bewegt, dann wird das Höhensteuer auf Aufwärtsflug, beim Schwenken nach vorne das Steuer zum Fluge nach der Tiefe eingestellt.

Blériots Steuereinrichtung ist in Abb. 76 dargestellt. Die hinteren Höhensteuerflossen H von je 0,85 m Breite und 0,85 m Tiefe sitzen auf der Hohlachse a und sind durch den auf der Achse befestigten doppelarmigen Hebel h_1, der weit oben und unten aus der Schwanzfläche herausragt, mit Drahtzügen z_1 z_1 über Führungsrollen r r von der Steuerglocke S aus zu bewegen; letztere ist kugelgelenkartig gelagert und wird zur Bewegung des Höhensteuers an ihrem oben befestigten

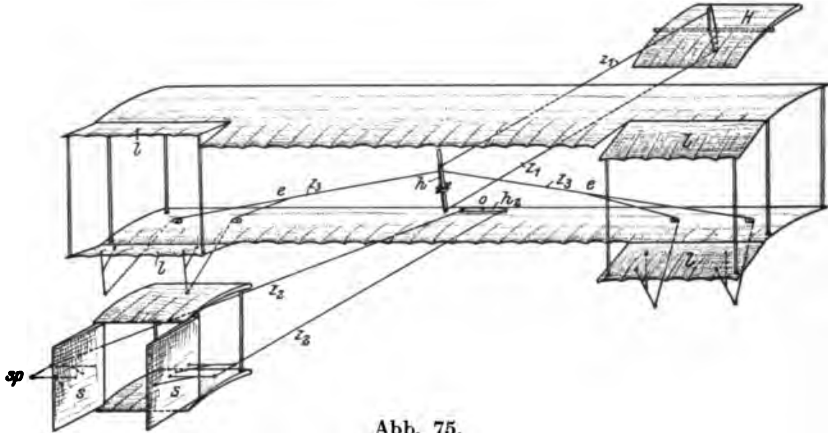


Abb. 75.

Handrad R nach vorn bzw. zum Führer hin bewegt, wenn es gilt, in ein tieferes Niveau zu gelangen bzw. von oben kommenden Windstößen zu begegnen. In Abb. 80 wird dieses Steuer mittels der von den Rollen 3 und 4 ablaufenden Drähte, die nach den Enden des Hebels b gehen, durch Vor- und Rückwärtsschwenken der Steuersäule betätigt.

Die Albatroswerke führen die Höhensteuerung beim neuesten Modell so aus (Abb. 77):

An der elastischen Schwanzflosse sitzen die Holzhebel h_1 h_1, von denen aus die gekreuzten Drahtzüge z_1 z_1, z_1' z_1' nach den Enden der doppelarmigen Hebel h h laufen, die auf der Achse a sitzen und mittels der Steuerstange st und Abdrücken des Handrades R bewegt werden.

Beim Eindecker System Grade (Abb. 78) wird der nach allen Richtungen stellbare, von der Tragdecke herabhängende Hebel h, an dem in p die Enden der Drahtzüge z_1 z_1 vom Höhensteuer H, das die elastisch konstruierte Fortsetzung der Schwanzflosse bildet, auslaufen, nach vorn und hinten bewegt.

Die Steuerung beim Etrich-Rumpler-Eindecker wird mittels Handrades R und Steuerstange st durch Bewegung in der Flugrichtung erreicht. (Abb. 79.) Die Drahtzüge z_1 z_1 laufen gekreuzt von dem hintersten Ende H der elastisch ausgebildeten Schwanzflosse nach der Steuerstange.

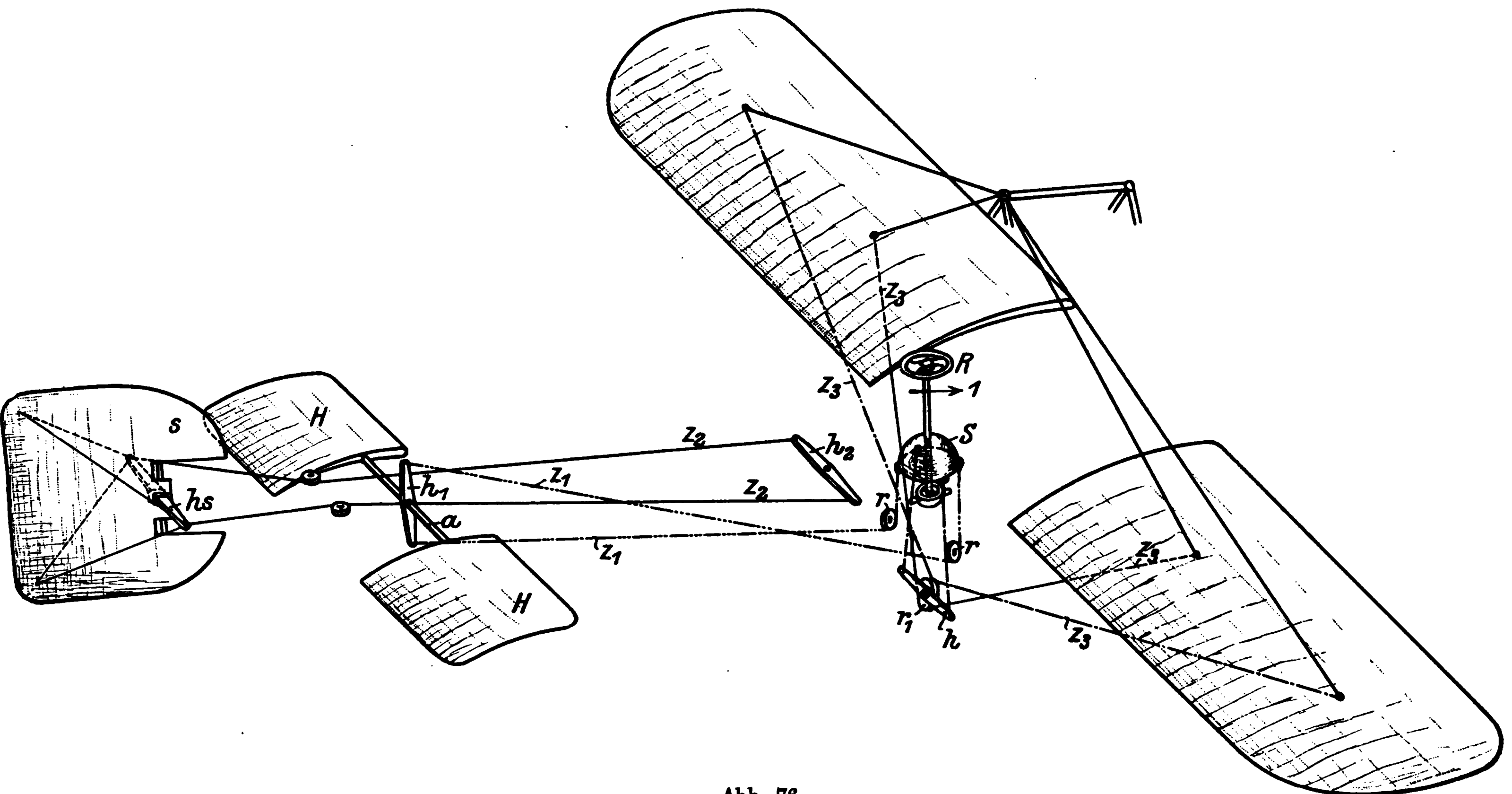


Abb. 76.

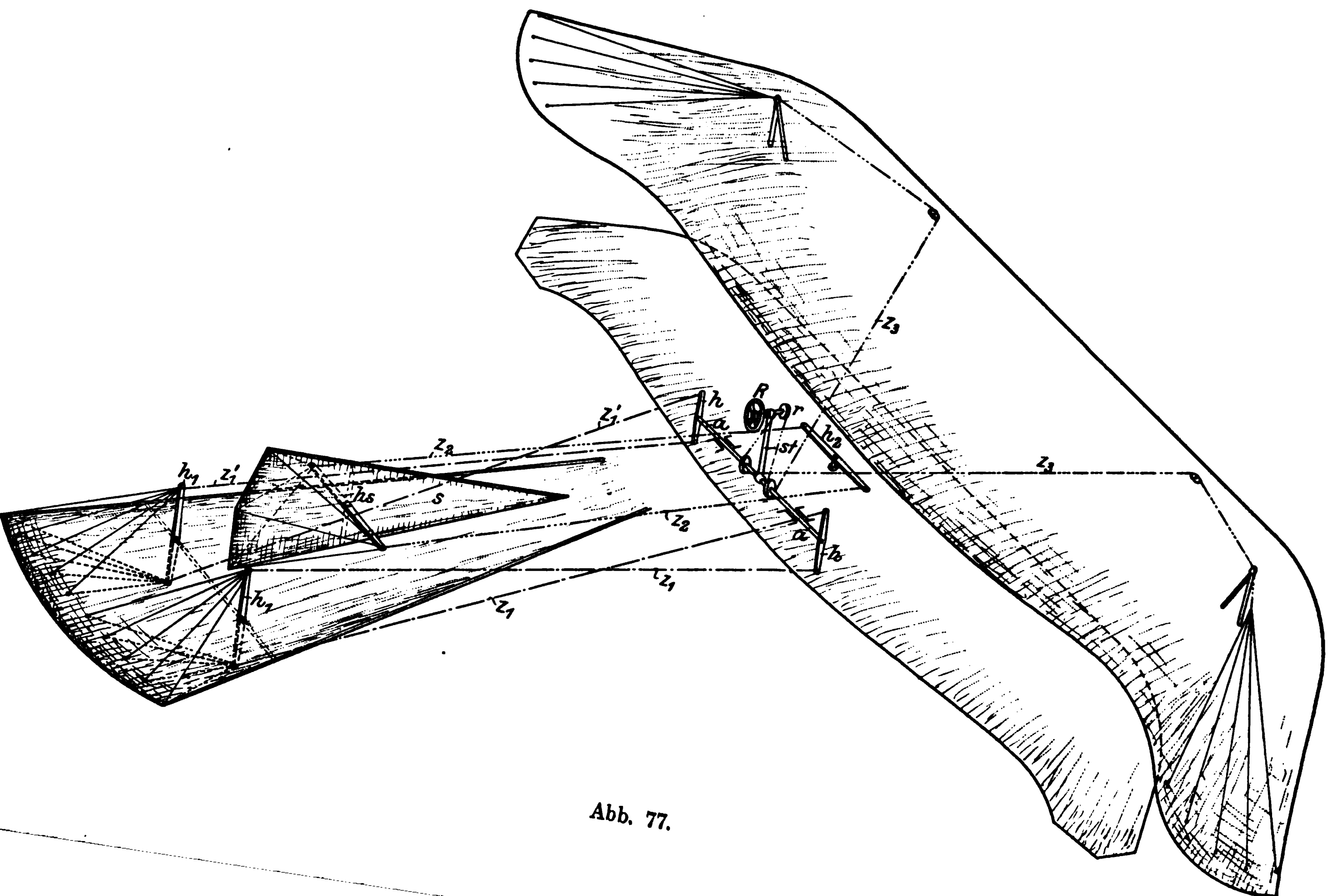


Abb. 77.

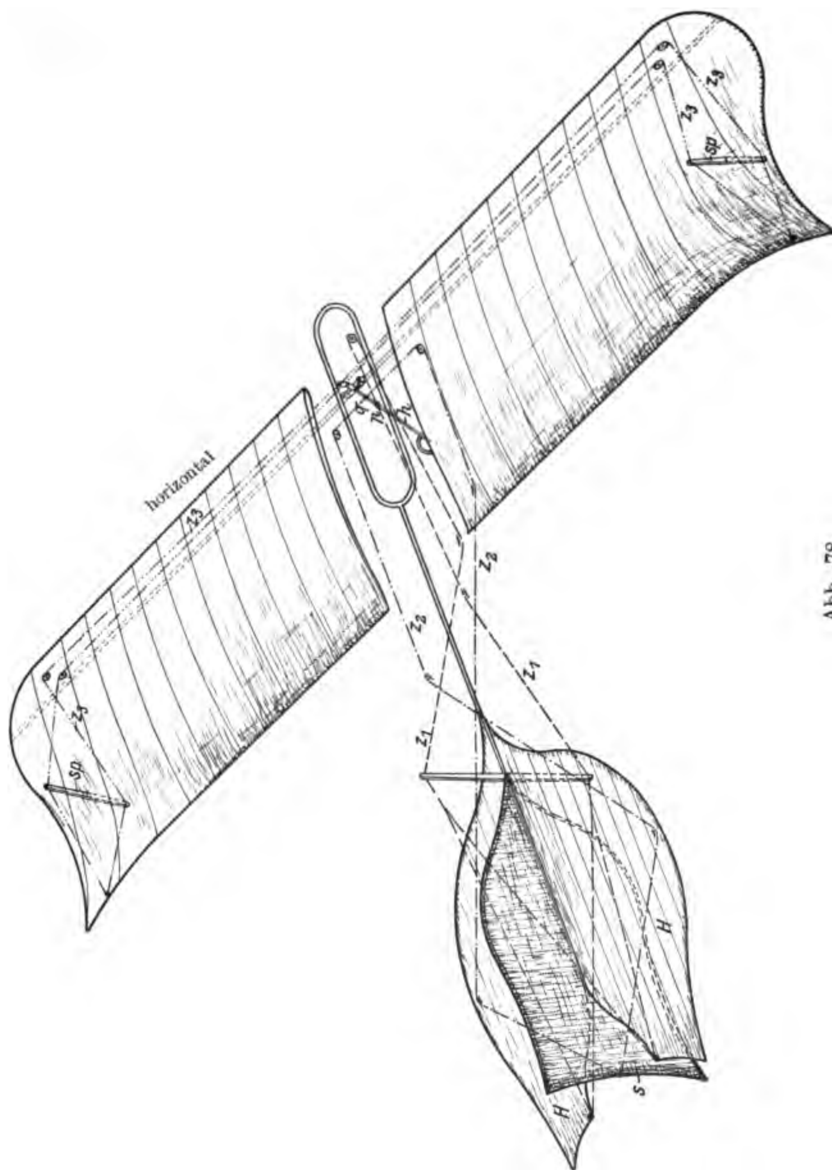


Abb. 78.

Abb. 79.

2. Das Seiten- oder Richtungssteuer.

Bei Wilbur Wright, Abb. 74, geschieht die Verstellung des zweiteiligen hinten liegenden Seitensteuers s mittels der Drahtzüge $z_2 z_2$, die nach den Enden des doppelarmigen Hebels h_2 laufen; letzterer wird beim Abrücken von h mitgenommen.

Farman verstellt sein zweiteiliges, aus der Schwanzfläche herausragendes Seitensteuer s mittels eines doppelarmigen Stahlrohrfußhebels h_2, der vor dem Sitze gelagert ist (Abb. 75). Die Drahtzüge laufen von den Versteifungsspieren sp der Steuerflächen s längs des ganzen Rumpfes, zum Teil in Kupferröhrchen geführt, nach dem kürzeren vorderen Arm des Fußhebels; wird das Stahlrohr um o gedreht, so erfolgt eine Verstellung des Seitensteuers.

Beim Blériot-Flugzeug (Abb. 76) wird der Fußhebel h_2 mittels der Drahtzüge $z_2 z_2$, die am Hebel h_3 angreifen, verstellt und damit das Steuer s.

Ähnlich geschieht die Steuerbewegung durch Fußhebel d_1 in Abb. 80. In gleicher Weise wird beim Albatrosapparat die Seitensteuerung mit h_3, den Drähten $z_2 z_2$ und dem Fußhebel h_2 besorgt (Abb. 77).

Grade schwenkt den Hebel h nach links und rechts und stellt das Steuer s, das hier die Fortsetzung der Kielflosse bildet, mittels der in q zusammenlaufenden Drahtzüge $z_2 z_2$ (Abb. 78).

In der üblichen Weise geschieht die Bewegung des zweiteiligen Seitensteuers ss mittels Fußhebels h_2 beim Etrich-Rumpler-Flugzeug (Abb. 79).

3. Schrägstabilität.

Aus Abb. 74 ist ohne weiteres an der Hand der früheren Besprechung die Steuerung ersichtlich, die durch das Links- und Rechtsschwenken des Hebels h betätigt wird.

Bei Voisins älterer Konstruktion sind außer den zwischen die beiden Tragdecken eingebauten vertikalen Wänden keinerlei Maßnahmen zur Erhaltung der Schrägstabilität angeordnet. Bei den letzten Modellen dieser Firma sind die Vertikalwände weggefallen und Hilfsflügel nach Farmanscher Anordnung angewendet. Hingegen sind die Dämpfungswände beim „Entenmodell" wieder zur Anwendung gekommen.

Bei Farman (Abb. 75) werden die in Ösen drehbaren 2 m breiten und 0,5 m tiefen, oben und unten angebrachten Stoffklappen l durch Drähte $z_3 z_3$ verbunden; die unteren Klappen tragen je 2 Holzspieren, von denen Drahtzüge ausgehen, die nach ihrer Vereinigung im Endpunkte e des schon früher angeführten Höhensteuerhebels h auslaufen. Durch Seitwärtsbewegung des Hebels wird den Klappen die für Schrägstabilisierung geeignete Stellung gegeben.

Bei Blériot dient für die Flächenverwindung eine im Kardan gelagerte Steuersäule, deren oberes Ende ein Handrad R und deren unteres Ende eine Aluminiumglocke S trägt (Abb. 76).

Wird z. B. das Handrad R nach rechts geschwenkt, so wird das linke Hebelende von h gehoben, das rechte gesenkt, die Doppelrolle r_1 im Sinne des Uhrzeigers gedreht, das hintere Ende des linken Flügels mittels des sich aufrollenden Zugseils z_3 gesenkt, das hintere Ende des

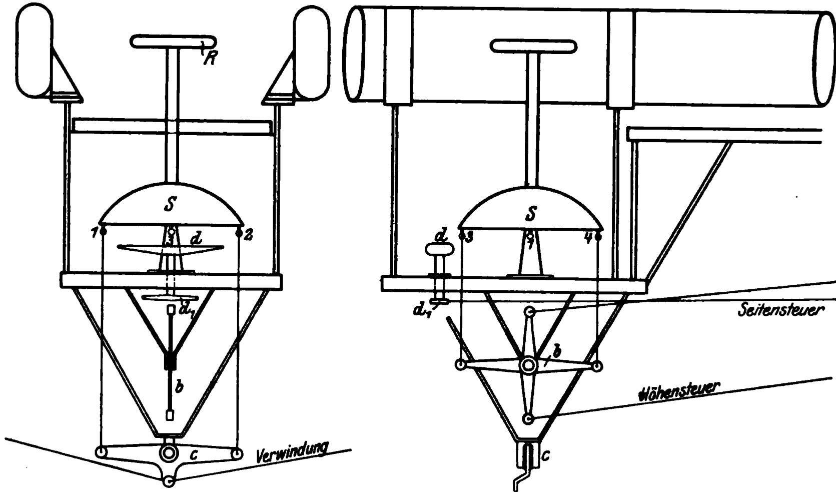


Abb. 80.

rechten Flügels schnellt dagegen nach oben, und so die Wirkung der Flügelverwindung erzielt. Die Blériot-Steuerung, wie sie von der Deutschen Flugmaschinenbau-Gesellschaft gebaut wurde, zeigt Abb. 80. Hier greifen kräftige Drahtseile in 1 und 2 an der Glocke S an und führen zum Hebel c, zu dessen Auge das Verwindungsseil führt. Auch die Höhensteuerung mittels des Hebels b und die Seitensteuerung mittels des Flughebels d_1 gehen aus der Abbildung deutlich hervor.

Die Verwindung der elastischen Flügelenden beim „Albatros" (Abb. 77) findet durch Drehung des Handrades R bzw. der Rolle r statt, darüber laufen die Verwindungsseile z_3 z_3.

Grade verwindet die hinteren Tragflächenenden durch Drehung des Hebels h. Abb. 78 zeigt den Angriff der Drahtzüg z_3 z_3 an den Sprossen sp der elastischen Enden der Tragfläche.

Das Flugzeug von Etrich-Rumpler arbeitet in gleicher Weise auf Verwindung, wie es beim „Albatros" erwähnt wurde (Abb. 79).

E. Die Verwendung von Stabilitätsautomaten.

Bevor der Abschnitt über das Stabilitätsproblem und die hier zu besprechenden Steuerorgane geschlossen wird, soll hier noch das Bestreben Erwähnung finden, das Kräftespiel, das die Störung des Gleichgewichtes herbeiführt, auf besondere Organe wirken zu lassen, die ihrerseits durch Zwischenschaltung von Mechanismen das Flugzeug in die normale Fluglage zurückführen.

Man hat zu diesem Zwecke den Einbau von

1. Fühlflächen,
2. Regulierungen, die durch Trägheitskräfte ausgelöst werden;
3. Pendeln,
4. Kreiseln

vorgeschlagen.

Die Versuche, das Flugzeug automatisch maschinell zu stabilisieren, sind neu, und alle die in neuerer Zeit zahlreich auftretenden Projekte bedürfen der eingehendsten Prüfung auf praktische Tauglichkeit; denn durch Anwendung eines nicht einwandfrei arbeitenden Stabilisators können große Gefahren dadurch heraufbeschworen werden, daß das Vorhandensein eines solchen den Lenker leicht sorgloser und weniger achtsam werden läßt.

Mit Recht wird als wichtigste Eigenschaft einer solchen selbsttätig arbeitenden Reglervorrichtung die höchste Betriebssicherheit bei größter Wirtschaftlichkeit gefordert.

Von diesem Gesichtspunkte aus muß die Sonde schärfster Kritik an jedes neu auftauchende Projekt angelegt werden.

Wie der aufmerksam arbeitende Heizer einer Dampfkesselanlage durch eine automatisch arbeitende rauchverzehrende Feuerung niemals zu ersetzen sein wird, so bleibt auch vorläufig der wachsame geübte Lenker der betriebssicherste „Stabilitätsautomat", insbesondere wenn ihm, wie dies heute der Fall ist, durch aerodynamisch günstige Ausbildung der Tragflächen, vorteilhafte Anordnung der Steuerflossen, einfache Bedienung der Steuerorgane eine ausreichende Bewegungsfreiheit gegeben ist. Da bei Verwendung des Flugzeugs für militärische Zwecke und auch sonst für Zwecke der Beförderung von Ort zu Ort dem Lenker durch den Mitfahrenden die Aufgabe der Orientierung abgenommen ist, so sind die Anforderungen, die an das Lenken des Flugzeugs gestellt werden, weniger anstrengend geworden.

Den meisten bisher in Vorschlag gebrachten Regulierungsvorrichtungen haftet der Übelstand an, daß sie fast ausnahmslos nur einem der drei Stabilitätsprobleme genügen und auf den Zusammenhang der

verschiedenen Arten von Gleichgewichtsstörungen wenig Rücksicht nehmen.

Die unter 1 und 2 angeführten Methoden arbeiten auf **konstante Geschwindigkeit** des Flugzeugs.

1. Fühlflächen-Konstruktionen.

Von den Fühlflächen-Konstruktionen sind durch die Literatur die Projekte von **Hasse**, **Maxim**, **Orlando** und der Stabilisator von **Doutre** bekannt geworden.

Sie bezwecken teils Erhaltung der Schrägstabilität, teils die der Längsstabilität. Störungen des Gleichgewichts rufen Winkeländerungen der Tragflächen gegen die normale Flugebene hervor, die mit Geschwindigkeitsänderung des bewegten Systems verbunden sind. Diese wird auf Fühlflächen, die sich seitlich neben den Tragflächen erstrecken, (**Hasse**) oder auf eine vorgebaute Metallplatte (**Doutre**) übertragen. Die dadurch bewirkte Bewegung der Fühlfläche leitet die Bewegung eines als „Vermittler" tätigen Organs ein (bei **Hasse** eine zur Hauptschraube parallel angeordnete Nebenschraube mit verschiebbarer Achse, bei **Doutre** einen Kolben des mit Druckluft arbeitenden Hilfszylinders), das seinerseits die Aufgabe hat, die ursprüngliche Gleichgewichtslage wiederherzustellen.

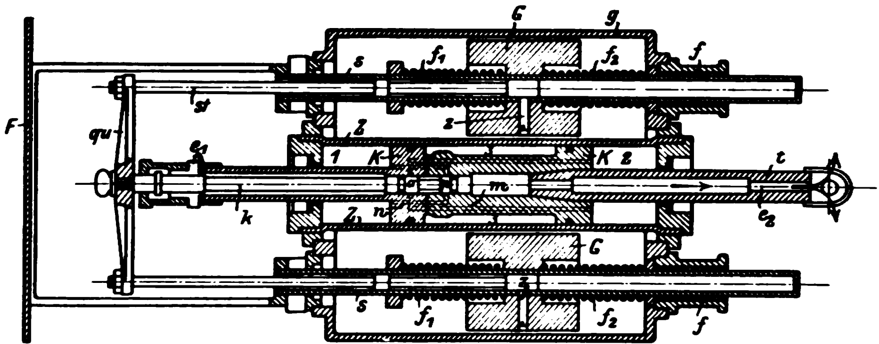


Abb. 81.

Beim **Doutreschen** Stabilisator, der in Abb. 81 im Horizontalschnitt und in Abb. 82 in perspektivischer Ansicht, an der Unterseite des Rumpfes eines Flugzeugs von M. **Farman** montiert, wiedergegeben ist, empfängt die durch die zylindrische Feder f für die normale Windgeschwindigkeit ausgeglichene metallische Fühlplatte F den Druck des Relativwindes und zeigt dessen Veränderlichkeit durch ihre Vor- oder Rückwärtsbewegung an; gleichzeitig erleiden zwei als Beschleunigungsmesser auf den Hohlstangen s gleitend angeordnete Ge-

wichte G, die in der Gleichgewichtslage durch die Federn f_1 und f_2 gehalten sind, durch ihre Trägheit eine von der Geschwindigkeitsänderung des Flugzeugs abhängige relative Verschiebung, die sich zu der Fühlflächenbewegung addiert, auf die Zugstange st übertragen wird, die durch den Zapfen z mit dem Gewicht G gekuppelt ist. Die Federn f_1 und f_2 bezwecken eine Zurückführung der Gewichte G in ihre Ruhelage, sobald das Flugzeug die normale Fluggeschwindigkeit erlangt hat und widersetzen sich jeder Verschiebung der Trägheitsmassen G, sobald sich das Flugzeug um seine Querachse nach vorne oder nach hinten neigt.

Mittels des Querstückes qu wird die Kolbenstange k samt Steuerstift o in einem mit Druckluft arbeitenden Zylinder Z verstellt. Der Ausschlag



Abb. 82.

des Kolbens K wird durch gelenkige Stangenverbindung t auf das Höhensteuer weitergegeben. Die verbrauchte Druckluft entweicht durch die Öffnungen e_1 bzw. e_2.

Der Apparat samt dem Gehäuse g wiegt beim neuen Modell, das nur mit einer für Vertikalbeschleunigung empfindlichen Trägheitsmasse arbeitet, etwa 40 kg und liefert bis 40 kg Verstellkraft.

Das Fühlflächenprinzip zur automatischen Stabilisierung heranzuziehen, verspricht nur dann Erfolg, so lange eine plötzlich auftretende Änderung der Windrichtung keine Richtungsänderung der Fühlflächenebene notwendig macht.

Den hier angeführten Vorrichtungen haftet auch der früher erwähnte Mangel an, nur die nach einer Richtung gefährdete Stabilität zu sichern.

2. Das Pendel.

Dieses ist auf der Flugmaschine aufgehängt gedacht, und sein Ausschlag hat bei gestörter Gleichgewichtslage ein bestimmtes Steuerorgan zu verstellen.

Um zu beurteilen, ob das Pendel der ihm zuerteilten Aufgabe gerecht werden kann, muß man seine Bewegung relativ zum Flugzeuge

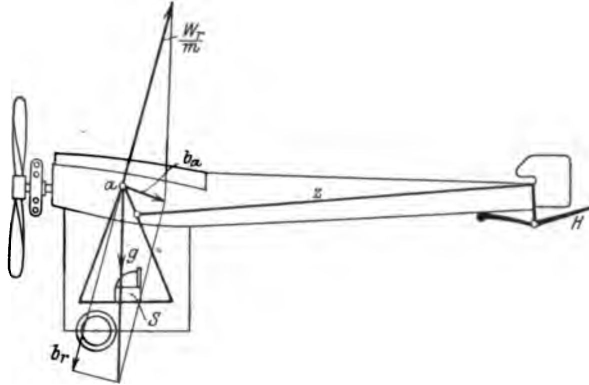


Abb. 83.

verfolgen. In Abb. 83 sei z. B. der Sitz S des Lenkers als Pendel aus gebildet, das um a als Drehpunkt schwingen kann; durch die Verbindung z soll in geeigneter Weise der Pendelausschlag auf das Steuerorgan, hier auf das Höhensteuer H übertragen werden. Es wird angenommen, daß das Flugzeug durch ein Vorwärtskippen eine Störung des Gleichgewichtes erfährt.

Die neue Flugrichtung bildet mit der Horizontalen einen kleinen Winkel φ, der als Neigungswinkel einer schiefen Ebene aufgefaßt werden kann, längs welcher das Flugzeug im Luftraume herunterzugleiten beginnt. Das Flugzeug ist dem resultierenden Luftwiderstande W_r, der ohne Rücksicht auf seitliche Luftkräfte senkrecht zur Tragfläche angenommen wird, und dem Eigengewichte G unterworfen; erstere Kraft erteilt in ihrer Richtung der Flugzeugmasse m die Beschleunigung $p_1 = \frac{W_r}{m}$, durch das Eigengewicht erfahren sowohl das Flugzeug als auch das Pendel die Beschleunigung

$$p_2 = g = 9{,}81 \text{ m/sec}^2.$$

Die absolute Flugzeugbeschleunigung b_a wird daher die Resultierende aus p_1 und p_2 durch die Diagonale des Beschleunigungsparallelogrammes gegeben sein.

Die Relativbeschleunigung des Pendels in bezug auf das bewegte Flugzeug erhalten wir, indem wir den beiden Körpern die Zusatzbeschleunigung — b_a erteilen. Die Relativbeschleunigung b_r des Pendels ist dann die Resultierende aus seiner Absolutbeschleunigung g und — b_a, hat also die Größe, aber entgegengesetzte Richtung von p_1

$$b_r = - p_1.$$

Da die Richtung von p_1 wenig von der Normalen zur Tragfläche abweicht, so bleibt auch der Ausschlag des Pendels sehr gering.

Beim Kippen des Flugzeugs nach vorn um den kleinen Winkel φ macht das Pendel die Bewegung mit und schlägt um φ gegen die Schwerkraftsrichtung nach hinten, daß es zur Tragfläche wieder senkrecht steht und sich daher kein nutzbarer Ausschlag zur Auslösung einer Höhensteuerung ergibt. Ähnlich verhalten sich Pendelregulierungen zur Erhaltung des seitlichen Gleichgewichtes, wenn auch hier kleine, gedämpfte, herabhängende Pendel als Auslöseorgan mehr Aussicht auf Erfolg haben.

In der Patentrundschau der letzten Jahre lassen sich zahlreiche Projekte von Pendelregulierungen verfolgen; zumeist ist es der Führersitz oder der Motor, der pendelnd aufgehängt gedacht wird, und durch dessen Ausschlag das Steuerorgan beeinflußt werden soll. Hierher gehören auch die Projekte, die in der Nähe des Schwerpunktes ein mit Quecksilber gefülltes Gefäß vorsehen, dessen Niveaufläche sich stets horizontal stellen wird. Über dem Niveau befinden sich 2 Elektroden, von denen bei eintretender Neigung bald die vordere, bald die hintere in das Quecksilber, das stets mit der Stromquelle verbunden ist, eintaucht und so abwechselnd 2 Solenoide betätigt, die einen mit dem Höhensteuer verbundenen Anker durch elektromagnetische Wirkung nach oben oder nach unten ziehen. Bei anderen Projekten dient der Pendelausschlag nur als Vermittler einer in einem Hilfszylinder auszulösenden Bewegung, der seinerseits durch seinen Kolben das Steuerorgan zu verstellen hat nach Art der modernen hydraulischen Turbinenregulierungen; eine solche Vereinigung von Pendel und Hilfsmotor hat ohne Zweifel Aussicht auf Erfolg.

Die vom Ingenieur Drexler - Zürich konstruierte automatische Regulierung beruht in der Verwendung von je einem Pendel zur Erhaltung der Längs- und Schrägstabilität als selbsttätiges Regulierorgan. Das mit seiner Schwingungsebene in der Flugrichtung aufgehängte Pendel macht bei plötzlich auftretenden Richtungs- und Geschwindigkeitsänderungen Ausschläge, die auf ein Steuerventil einwirken, und dieses vermittelt der motorischen Substanz (Öl) den Ein- und Austritt im Hilfsmotor, dessen Kolbenbewegung auf einen Steuerzug übertragen wird und so die Verstellung des Steuers bewirkt.

Ein zweites mit seiner Schwingungsebene senkrecht zur Flugrichtung aufgestelltes Pendel soll in gleicher Weise die seitlichen Schwankungen der Flugmaschine durch Verwindung der Tragflächen oder Verstellen von Hilfsflügeln regeln.

3. Der Kreisel.

a) Allgemeines. Die von verschiedenen Seiten in Angriff genommene automatische Stabilisierung von Flugzeugen unter Verwendung der Kreiselwirkung beruht entweder auf unmittelbarer Verwendung der Trägheitseigenschaft einer solchen Kreiselmasse oder auf mittelbarer Benutzung des Kreisels als Stabilisator, indem er als Auslöser durch seine ihm eigene Präzisionsbewegung, die durch geeignete Verbindung auf die außenliegende Steuerung übersetzt wird, die gestörte Gleichgewichtslage wiederherstellt. In nächster Zeit dürften vor allem Versuche nach dieser Richtung hin von Erfolg begleitet sein.

Die direkte stabilisierende Wirkung des Kreisels zu benutzen, scheitert vor allem an dem großen Energieaufwand für die nicht zu kleine, in rasche Drehung zu versetzende Kreiselmasse.

Wir wollen in der Folge unter Kreisel eine um eine horizontale oder vertikale Achse rasch rotierende Scheibe verstehen. Die Achse soll eine freie sein, d. h. die Zentrifugalmomente aller Massenteilchen sind aufgehoben.

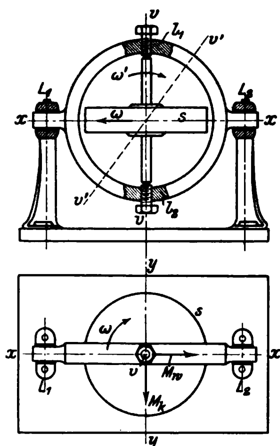


Abb. 84.

Die Aufhängung des Kreisels ist eine feste, wenn seine Achse mit dem Rahmen des Flugzeugs fest verbunden ist; sie wird halbfrei genannt, wenn sie wie in Abb. 84a und b freie Schwingungen, z. B. hier in der Vertikalebene ausführen kann.

In Abb. 84 besteht der Kreisel aus der Schwungscheibe s, welche um die vertikale Achse v—v mit großer Winkelgeschwindigkeit ω in Rotation versetzt wird; letztere geschieht z. B. hier im Sinne des Pfeiles. Die Lagerung l_1, l_2 der Kreiselachse befindet sich in einem Ringe, der seinerseits in L_1 und L_2 mit Zapfen drehbar im Gestell eingerichtet ist. Das Ringgehäuse kann so um die horizontale Achse x—x, die senkrecht zur Rotationsachse liegt, unabhängig von der Flugmaschine schwingen.

Auf einer Grundplatte, die am Rumpfe des Flugzeugs befestigt ist, sind somit Gehäuse und Kreiselmasse montiert.

Die halbfreie Aufhängung wird hier der besonderen Besprechung unterzogen, weil sie nach Art des Schlickschen Kreisels, wie er zur Milderung der durch starken Wellengang hervorgerufenen Schlingerbewegung von Schiffen oder beim Brenan-Scherlschen Einschienenwagen, zur Erhaltung der Zielrichtung beim Torpedogeschoß praktisch verwendet wird, auch zur Stabilisierung der Flugmaschinen am meisten Aussicht auf Erfolg bietet.

b) Verhalten des Kreisels. Die Erscheinungen, welche bei der Bewegung des Kreisels auftreten, können, so eigenartig und merkwürdig sie im ersten Betrachten sein mögen, mit dem in der Mechanik bekannten Satz vom Antrieb erklärt werden; dieses Prinzip sagt aus, daß eine auf den Körper einwirkende Kraft der von ihr in der Zeiteinheit erzeugten Bewegungsgröße $m \cdot v$ proportional ist. Für die drehende Bewegung ist die Kraft durch das die Drehung einleitende Drehungsmoment M, die Masse m durch das polare Trägheitsmoment J um die Kreiselachse, v durch die Winkelgeschwindigkeit ω zu ersetzen, so daß der Satz vom Antrieb für die drehende Bewegung lautet:

$$M \cdot t = J \cdot \omega.$$

Der Ausdruck $M \cdot t$ wird nach Föppl (Mechanik, Bd. I) als „Drall B" des Kreisels bezeichnet, und er mißt das Bestreben des Kreisels, seine Rotationsachse unverändert beizubehalten; der Drall ist somit als Maß für die Trägheit der Kreiselachse aufzufassen.

Mit dem Werte $J \cdot \omega$ widersetzt sich also der Kreisel jedem Einflusse, der die Lage seiner Achse ändern will, und je größer sein Drall, d. h. je größer das Trägheitsmoment und je rascher die Drehung, umso genauer behält der angestoßene Kreisel seine Rotationsachse bei.

Es soll hier nicht weiter auf die Ableitung des oben angeführten physikalischen Grundgesetzes eingegangen werden; es erscheint uns dies umso überflüssiger, als jedes größere Lehrbuch der Mechanik die für die Kreiselbewegung gültigen Gleichungen enthält. Hier möge nur noch der Vollständigkeit halber das Resultat der theoretischen Betrachtungen angeführt sein, welches lautet:

Rotiert der Kreisel mit der Winkelgeschwindigkeit ω um die vertikale v—v-Achse, und wird er z. B. durch einen Windstoß links, der das Kippmoment M_w auslöst, gezwungen, um seine zweite Hauptträgheitsachse y—y eine Drehung mit der gegenüber ω sehr kleinen Winkelgeschwindigkeit ω_1 auszuführen, so entsteht eine Gegenwirkung des Kreisels in Gestalt eines Drehmomentes M_k um die x—x-Achse, dessen Größe sich errechnet aus:

$$M_k = J \cdot \omega \cdot \omega_1.$$

Die Ebene dieses neuen Momentes, das durch die mit der Winkelgeschwindigkeit ω_1 vor sich gehende Kippbewegung entstanden ist,

liegt jetzt in unserem Falle in der Vertikalebene durch die Längsachse y—y des Flugzeuges.

Unter dem Einfluß dieses neuen Drehmomentes führt die Rotationsachse des Kreisels eine Drehung aus, die man Präzession des Kreisels nennt; sie erfolgt stets in einer Ebene, die zur Kippebene um 90° versetzt ist; nach Lanchesters Regel erfolgt diese Versetzung der Kreiselachse stets in der Umdrehungsrichtung des Kreisels, von der Richtung der Kippbewegung aus gerechnet.

Mit zunehmendem Drall $J \cdot \omega$ oder mit wachsender Umdrehungszahl und größer werdenden Trägheitsmomenten des Kreisels wird M_k größer und damit die Ablenkung der Rotationsachse aus der anfangs beabsichtigten Richtung im Sinne des Kippmomentes M_w geringer werden.

c) Wirkung des Kreisels an der Flugmaschine. Ein Flugzeug sei mit einem Kreisel nach Abb. 85a ausgerüstet, z. B. um seitliche Schwankungen zu vermeiden. Durch ein störendes Kippmoment $M_w = O\,1$ (von links unten), dessen Ursache im seitlichen Windstoß liegen mag, wird infolge der ungleichen Reaktion auf die Flügel eine Senkung der Flugmaschine nach Steuerbord (rechts) herbeigeführt und dadurch nach früher am Kreisel ein Moment M_k in der y—y-Ebene geweckt, das eine Drehung des Kreisels um die Achse x—x hervorruft; und dieses wird bei dem im Sinne des Uhrzeigers rotierenden Kreisel gleichfalls rechtsdrehend sein, vom Beschauer mit dem Standpunkt st aus gesehen. Die Flugmaschine wird sich hinten senken, vorne heben, wegen der resultierenden Wirkung der beiden Momente M_w und M_k wird sie sich inder Richtung O 3 zu bewegen suchen. Die neu auftretende Neigung der Maschine löst am Kreisel wiederum ein neues Moment aus, dessen Ebene zu O 3 senkrecht steht, in der Richtung O 4 (es muß von st aus gesehen rechtsdrehend sein), und dieses Moment übt endlich jene von der Anwendung des Kreisels erhoffte gleichgewichtserhaltende Wirkung aus, indem dessen Komponente O 5 in der x—x-Achse wirksam dem Windstoß entgegenwirkt und die Flugmaschine links (Backbord) neigt, rechts hebt.

Abb. 85.

So kann also mit dem geschilderten Einbau eines in einem Rahmen gelagerten Kreisels die Querstabilität gewahrt werden,

also Schwankungen um die Längsachse automatisch ausgeglichen werden.

Für die Erhaltung der Längsstabilität wird sich die Anwendung eines zweiten Kreisels notwendig machen; seine Rotationsachse ist vertikal in einem Rahmen eingehängt, dessen Lagerachse in der Flugrichtung montiert ist (Abb. 85b).

Es käme ein Windstoß von oben und vorn und bringe das Flugzeug vorn zum Neigen, so daß das Kippmoment auf die Kreiselachse in der y—y-Ebene zur Wirkung kommt. Die Kreiselachse wird im ersten Augenblick nach der Richtung O' I geneigt; das am Kreisel durch dies Kippen hervorgerufene Drehmoment wird in der Ebene O' II wirksam bei rechtsdrehender Kreiselscheibe, weil nach Lanchesters Richtungsregel dieses Drehmoment von st aus gesehen gleichsinnig mit der Kreiseldrehung sein muß. Das resultierende Drehmoment in der Ebene O' III löst am Kreisel das dazu senkrecht gerichtete Drehmoment O' IV aus, dessen Richtung nach obiger Regel bestimmt ist; seine Komponente O' V wird die Wiederaufrichtung der Flugmaschine vorn in die normale Fluglage bewirken. Durch richtige konstruktive Ausbildung der Kreiselapparate, vielleicht in Verbindung mit automatisch gesteuerten Hilfsmotoren, wie solche zukünftige Erfindungen zur Anwendung bringen werden, wird man die bisherigen Mißerfolge auf diesem Gebiete zu überwinden verstehen lernen. Immer wird die Betriebssicherheit dieser Kreiselstabilisierung abhängig sein von der Betriebssicherheit der den Kreisel bewegenden Energiequelle, von der exakten Wirkung der etwa zum Steuern von Hilfsmotoren, die die zum Stabilisieren herangezogene Kreiselwirkung erzeugen, benutzten Pendelapparate (ähnlich wie bei der Regulierung der Kraftmaschinen) usw., also von einer Reihe von Mechanismen die eine stets zuverlässige Arbeit nur schwer gewährleisten können.

d) Kreiselwirkung und Steuerung. Jedes Flugzeug besitzt in seiner zum Vortrieb benutzten Luftschraube sowie in dem möglicherweise eingebauten rotierenden Motor einen Kreisel, dessen gyroskopische Wirkung auf die Betätigung der Steuerung nach vorstehender Betrachtung einfach zu ermitteln sein wird.

Wird das Seitensteuer betätigt oder eine Kurve durchflogen, dann wird die Schraube gezwungen, um die y—y-Achse eine Drehung auszuführen, daher entsteht als gyroskopische Wirkung der Schraube ein Drehmoment um die x—x-Achse, das in der Vertikalebene durch die Längsachse des Flugzeugs eine aufrichtende Bewegung bei rechtsgängiger Schraube und linker Wendung bzw. eine vorne untertauchende Bewegung bei rechtsgängiger Schraube und Rechtswendung erzeugt.

Dieser unliebsamen Nebenerscheinung muß mit dem Höhensteuer begegnet werden.

Ähnliche Vorgänge spielen sich beim Steuern nach der Höhe oder Tiefe ab.

Wird nach oben gesteuert, dann entspricht der gyroskopischen Wirkung von Schraube und Motor eine Ablenkung nach rechts, bzw. bei Tiefensteuerung eine Linkswendung, so daß sich gleichzeitig eine entsprechend entgegengesetzte Betätigung des Seitensteuers nötig macht, um diese Nebenerscheinung auszugleichen.

Die unter 3 und 4 auf Seite 145 angeführten Stabilisierungsmethoden arbeiten auf konstante Neigung des Flugzeugs. Ihre Tätigkeit beginnt nach eingetretener Neigung; dies ist ein großer Nachteil, weil die Bekämpfung des eingetretenen Übels möglicherweise zu spät erfolgt. Ein heftiger Windstoß versucht z. B. das Flugzeug umzuschlagen, der Kreisel verstellt das Höhensteuer auf Tiefenflug, bis jedoch seine Wirkung sich äußert, kann das Flugzeug in ein „Luftloch" geraten sein, das im Vereine mit der Kreiselwirkung das Flugzeug zum unaufhaltsamen Sturze bringen kann.

Breguet hat mit einem halbfrei aufgehängten Kreisel von 5,8 kg Gewicht, der 6000 Umdrehungen in der Minute ausführte, praktische Versuche an motorlosen Flugzeugen durchgeführt, an deren Gleichgewicht absichtlich gestört wurde und die durch die Präzession der Kreiselachse in die normale Fluglage zurückgebracht wurden.

Eine interessante Konstruktion einer Kreiselstabilisierung von Ing. Regnard wurde in letzter Zeit in verschiedenen französischen Zeitschriften veröffentlicht.

Bei dieser sitzt auf der Achse v—v des Kreisels ein kleiner Elektromotor, der durch eine Akkumulatorenbatterie in Rotation mit etwa 10 000 Umdrehungen versetzt wird. Bei Neigungen der Maschine erhält die Kreiselachse auf einer in der Verlängerung der v—v-Achse befindlichen Metallplatte Kontakt, durch welchen ein Strom geschlossen wird, der in einem Solenoid ein Kraftlinienfeld erzeugt, das einen weichen Eisenkern magnetisiert; wird letzterer in die Spule gezogen, dann wird diese Bewegung durch Drahtzüge auf Steuerorgane übertragen. Man merkt, daß der Kreisel hier nicht direkt zur Stabilisierung Verwendung findet, vielmehr nur als Zwischenschalter benutzt wird, um indirekt die Verstellung der Steuerflächen zu bewirken, ähnlich wie dies beim Pendel Erwähnung gefunden hat.

Um uns über die Größenordnung der Begriffe I, ω_1, ω_2, wie sie bei Flugzeugen durch die Kreiselwirkung auftreten, Rechenschaft zu geben, möge das nachstehende Beispiel angeführt werden.

Das Flugzeug sei mit einem 70 PS rotierenden Gnômemotor sowie mit einer 8,5 kg schweren Luftschraube von 2,5 m Durchmesser z. B. von der Firma Borrmann & Kaerting ausgerüstet. Das Trägheitsmoment des Motors macht $J_m = 0{,}6$ mkg · sek² aus, während das der Schraube

auf $J_{sch} = 0{,}34$ mkg/sek² geschätzt werden kann, wenn man annimmt, daß die Querschnitte trapezförmig nach dem Umfange zu auf etwa $^1/_3$ des Betrages an der Nabe abnehmen. Bei 1300 min. Umdrehungszahl wird die Winkelgeschwindigkeit des Motors

$$\omega_1 = \frac{\pi\, n}{30} = 136 \frac{1}{\text{sec}}.$$

Beschreibt das Flugzeug mit 80 km/std z. B. eine Linkswendung von 60 m Krümmungsradius, dann ist

$$\omega_2 = \frac{v}{\rho} = \frac{\frac{80}{3{,}6}}{60} = 0{,}37 \frac{1}{\text{sec}}.$$

Gemäß unserer Erörterung muß nun die bei Linkswendung auftretende Aufrichtung des Flugzeugs mit dem Höhensteuer bekämpft werden. Das abwärts wirkende Moment, das am Höhensteuer ausgelöst werden muß, beträgt

$$M = J \cdot \omega_1, \omega_2 = (0{,}6 + 0{,}34) \cdot 136 \cdot 0{,}37 = 47{,}5 \text{ mkg};$$

in diesem Betrage hat das Moment, das von der Kreiselwirkung der Schraube allein herrührt, den Anteil: $M_{sch} = 0{,}34 \cdot 136 \cdot 0{,}37 = 17{,}1$ mkg.

Ist $l = 8$ m die Entfernung des Angriffspunktes vom Steuerdruck am Höhensteuer bis Flugzeugsschwerpunkt, dann rechnet sich die Belastung W des Höhensteuers aus

$$W_h \cdot 8 = 47{,}5 \text{ mkg},$$
$$W_h = 5{,}95 \text{ kg}.$$

Man ersieht, daß die Kreiselwirkung gar nicht so unbedeutend ist, wie man anzunehmen pflegt; so lange es sich nur um Drehungen von kurzer Dauer handelt, wird das Kreiselmoment von der Massenträgheit des Flugzeugs aufgenommen, ohne eine seitliche Beschleunigung zu erzeugen. Flugzeuge mit langem, schwerem Bootsrumpf haben ein großes Trägheitsmoment um die Querachse und werden von der obigen Kreiselwirkung weniger beeinflußt sein.

IV. Konstruktion, Aufbau und Berechnung des Traggerüstes.

A. Allgemeines.

Der Aufbau der Tragfläche hat von zwei Gesichtspunkten aus zu geschehen: vom aerodynamischen Standpunkte ist die Profilgebung in bezug auf Wölbung, Einfallswinkel und Grundrißgestaltung festzulegen; ebenso wichtig müssen jedoch dem Konstrukteur die Rücksichten auf Elastizität und Festigkeit der Tragkonstruktion sein.

Die Grundsätze, nach denen die geometrische Gestaltung des Tragdecks zu geschehen hat, ist ausführlich in den ersten Abschnitten erläutert und darauf hingewiesen worden, welche Vorteile für die Stabilität des Flugzeugs eine Profilierung mit sich bringen würde, für welche der Druckmittelpunkt innerhalb der vorkommenden Veränderungen des Einfallswinkels nur eine sehr geringe, praktisch unbedeutende Verschiebung erfährt. Im folgenden soll nun die Festigkeit des Tragdecks in den Vordergrund der Betrachtung gestellt werden.

B. Aufbau des Traggerüstes.

Das Traggerüst des Flügels wird wie eine Brückenbahn aus Längs- und Querträgern zusammengesetzt; man wählt je nach der Tiefe b der Tragfläche einen, zumeist zwei Holme, die als Querträger senkrecht zur Flugrichtung verlaufen und an dem Rumpf des Flugzeugs sorgfältig und ungeschwächt angeschlossen sein müssen. Die Tragrippen sind als Längsträger parallel zur Flugrichtung verlegt, und die Tragkonstruktion ist durch eine obere und untere Stoffbespannung, selten durch eine einseitige, verkleidet. Abb. 86a stellt den Grundriß des Tragdecks vom Nieuport-Eindecker vor, t_1 und t_2 sind die beiden Holme, t sind schwächer gehaltene Tragrippen, t_0 Hauptrippen.

Im statischen Aufbau unterscheiden sich die Mehrdecker von den Eindeckern hinsichtlich der Abstützung der Tragkonstruktion; erstere besitzen einen Brückenträger, Abb. 87a und b, mit vertikalen Druckstäben s und gezogenen Gegendiagonalen d als Verbindung zwischen Ober- und Unterdeck T_1 und T_2. Der Eindecker verwendet ein doppeltes oder zumeist einfaches Hängewerk, Abb. 109, in Verbindung mit einer unteren Verspannung zur Aufnahme der Zugspannungen und einer

oberen auf Druck beanspruchten Verspannung. In jüngster Zeit wird auch beim Eindecker **unterhalb des Tragdecks** eine brückenartige Versteifung angeordnet. Der Brückenträger des Zweideckers erweist sich in Hinsicht auf die günstigere Ausbildungsmöglichkeit der Knotenpunktsanschlüsse dem Hängewerk des Eindeckers überlegen. Die Aufhängung geschieht beim Eindecker mittels Drähten

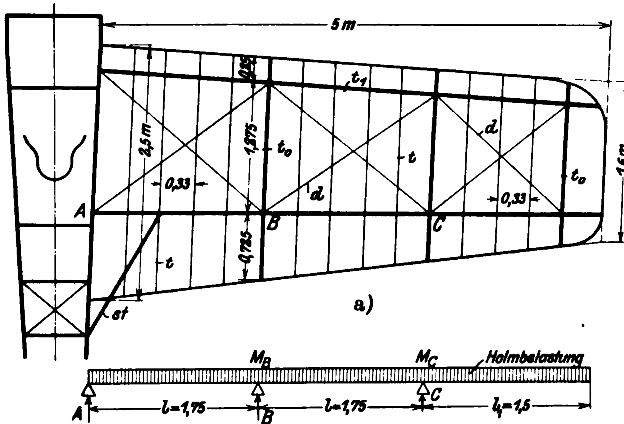


Abb. 86.

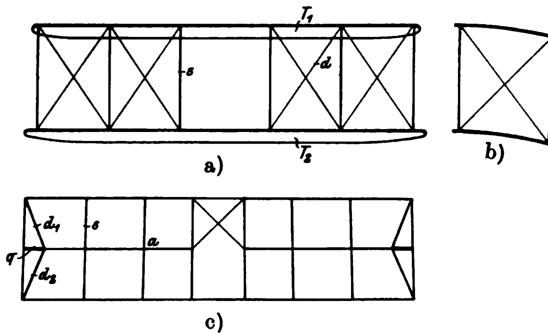


Abb. 87.

oder besser mit Kabeln in zwei oder richtiger drei Punkten; zu verwerfen ist die Unterstützung durch eine einzige Kabelbefestigungsstelle.

Die Verbindungskonstruktion nimmt die Last von den Flügelholmen auf und überträgt sie auf die Streben bzw. auf die Verspannungsseile.

Im Innern des Tragdecks wird aus Klaviersaitendraht von etwa 3 mm Stärke eine fachwerksartige Versteifung (in Abb. 86a die Drähte d) hergestellt, die zwischen den Holmen von vorne nach hinten verläuft, jedoch genügend nachgiebig sein muß, um Formänderungen zu vertragen. Um Bewegungen des Flügels in der Horizontalebene zu ver-

meiden, ist es vorteilhaft, horizontale Streben st, wie in Abb. 86a, anzubringen, die den Flügel vorne und hinten mit dem Gestell verbinden.

Bei den Zweideckern ist es recht schwierig, den Parallelismus der beiden Tragdecke infolge der Durchbiegung der Vertikalstreben und der Querträger zu wahren; die unveränderliche Verlegung der Streben in Aluminiumschuhen ist recht schwierig, wozu auch die durch Luftfeuchtigkeit herbeigeführte Formänderung beiträgt. Die Vertikalen werden auf Knickfestigkeit beansprucht, die seitlichen Ausbiegungen, die damit verknüpft sind, lassen den Parallelismus der Tragdecke bei Zweideckern schwer einhalten, und unnötig vermehrter Stirnwiderstand ist die Folge. Lange auf Knickung beanspruchte Streben sind aus Eschenholz, kurze und gedrückte können aus Tannenholz gefertigt sein; um die Luftreibung zu verringern, werden sie häufig poliert.

Eine Verbindungskonstruktion, die den Vorteil eines geringeren Gewichtes mit dem Nachteil einer statisch unbestimmten Konstruktion vereinigt, ist in Abb. 87c wiedergegeben. Die Spanndrähte d_1, d_2 nehmen durch Zwischenschaltung von q jeden Zug auf, der bei Durchbiegung der äußersten Streben eintreten könnte.

Die Streben s werden in der Mitte gehalten und können sich seitlich kaum ausbiegen.

Wegen des mit der Stromliniengestalt verbundenen geringeren Luftwiderstandes gibt man den Streben mit Vorteil den in Abb. 88 gezeichneten Querschnitt. Die tropfenförmige Querschnittsform nach 2 ist wegen des geringeren Bewegungswiderstandes der linsenförmigen vorzuziehen.

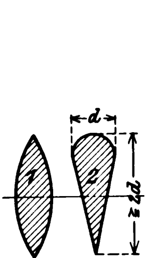


Abb 88.

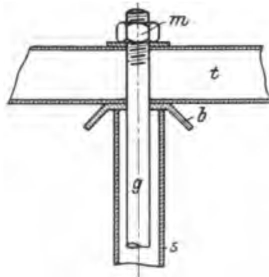


Abb. 89.

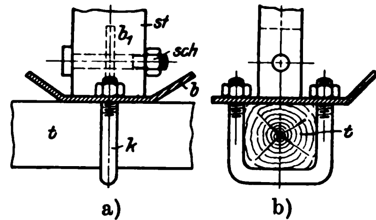


Abb. 90.

Das Trägheitsmoment eines solchen Querschnitts nach Abb. 88 darf schätzungsweise $\frac{A\,B^3}{30}$ gesetzt werden, wenn B die Höhe, A die mittlere Stärke bedeutet. Auch werden hier ovale Stahlrohre mit Vorteil verwendet. Die Verbindung der einzelnen Vertikalstreben durch Zugdrähte d, um seitliches Ausweichen zu verhindern, ist bereits in Abb. 87a angedeutet.

Eine Verbindung nach Voisin von Querträger t und Strebe s, beide aus Stahlrohr, ist in Abb. 89 dargestellt; durch die Stütze geht die Spannstange g, die beide Gurtungen durch Anziehen der Mutter m auf die Stütze preßt. Das Unterlagsblech b dient zur Befestigung der Spanndrähte für die Diagonalverspannung.

Die Verbindung von Rumpf mit Strebe nach Farman gibt Abb. 90 wieder. Das Blech b ist mittels des Bügels k auf den Längsträger t des Rumpfes geschraubt und besitzt auch die Löcher zur Befestigung der Spanndrähte; auf dieses Blech ist ein zweites b_1 senkrecht aufgeschweißt und stellt die Verbindung mittels der Schraube sch zwischen Strebe st und Längsträgerobergurt her. Abb. 82a zeigt eine Eckverbindung am Zweidecker von Maurice Farman.

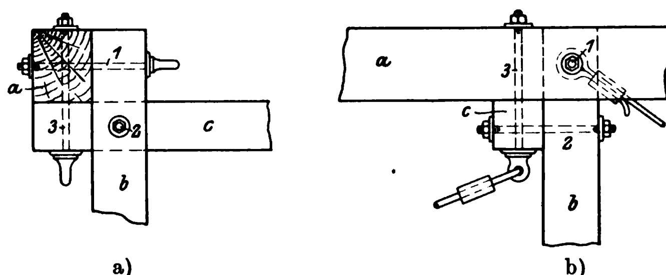


Abb. 91.

In Abb. 92 in den Nummern 1 bis 12 sind Aluminiumgußstücke dargestellt, wie sie mannigfach als Schuhe zur Verbindung von Streben und Holmen, Streben und Rumpf usw. oder als Beschläge zur Anwendung kommen; sie werden für die Verbindung von Streben und Vertikalen mit den Holmen bei den Zweideckern besser durch Stahlschuhe, wie sie in den Nummern 13 und 17 Abb. 92 gezeichnet sind, durch Stahlbleche und Stahlbolzen ersetzt; letztere sind zuverlässiger und fester, weil die Aluminiumschuhe infolge der Erschütterungen bald erheblich an Festigkeit verlieren. In 14 bis 16 sind Stahlschellen, in 18 und 19 Seilführungen, in 26 ein Scharnier aus Stahlblech, in 27 und 28 Drahthalter abgebildet. Diese Zusammenstellung zeigt die große Zahl von Einzelteilen, die zum Aufbau des Traggerüstes eines Zweideckers nötig ist, wie er von den Albatroswerken als Sommerflugzeug gebaut wurde.

Die Verbindung der Holme mit dem Rumpfe muß wegen der dort auftretenden erheblichen Druckkräfte besonders sorgfältig geschehen, und auch für sichere seitliche Absteifung der Anschlußstelle am Rumpfe soll wegen ungleicher Belastung der Tragflügel in der Kurve oder bei Verwindung Sorge getragen werden.

Fehlerhafte Befestigung der Verspannung an den Holmen, die Durchbohrung der Holme zur Aufnahme einer Schraube, die den Spanndraht

festzuhalten hat, sind Ausführungen, die auf das peinlichste vermieden werden müssen. Der Holm ist vielmehr ungeschwächt mit einer

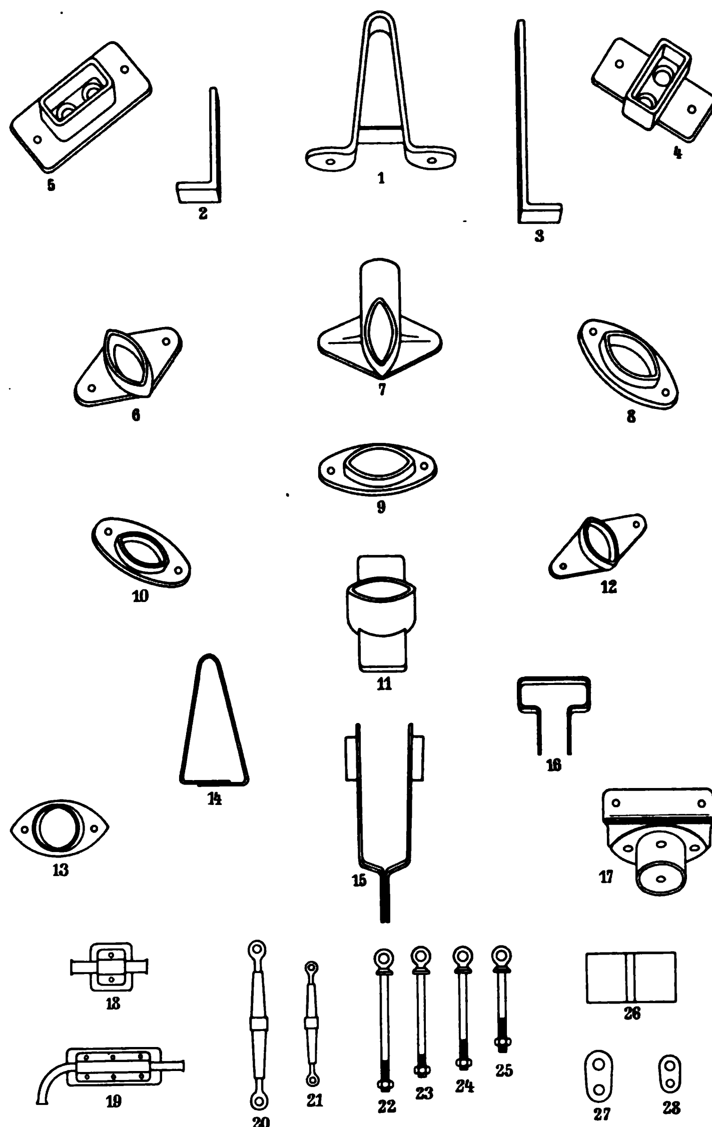


Abb. 92.

Rohrschelle zu umgeben, die zur Aufnahme der Verspannung dient. Vielfach wird der in einen Stirnzapfen endende Querträger in einem Stahlrohr des Rumpfes gelagert.

Die teure aber widerstandsfähige Tragkonstruktion eines Flügels (Antoinette-Flugzeug) läßt Abb. 93 erkennen. Abb. 94 führt uns die zur Ausführung einer Tragkonstruktion benötigte Schablonenbank einer Flugmaschinenwerkstatt vor, und Abb. 95 zeigt das Modell 1912 des Doppeldeckers der Albatroswerke im Bau, rechts die unbespannten Tragdecken mit den elastischen Enden der Tragrippen (Spanisches Rohr im letzten Teil), links den unverkleideten bootsförmigen Rumpf a.



Abb. 93.

Man beachte die ungleiche Klafterung des oberen und unteren Tragdecks.

Die Bespannung der Flügel geschieht in sorgfältigster Weise, um die Oberflächenreibung zu vermindern, oben und unten mit Baumwollstoff, der zum Zwecke der Wasserdichtheit und glatten Oberfläche mit Kautschuk imprägniert ist.

In neuester Zeit ist unter dem Namen „Emaillite" ein französisches und als „Cellon" ein deutsches Produkt an Stelle des Kautschuks in den Handel gekommen.

Zum sicheren statischen Aufbau der Tragkonstruktion lernten wir bei Zweideckern die sorgfältige Absteifung durch Zug- oder Druckstreben, bei Eindeckern die Aufhängung der Tragflächen mittels Drähten, Kabeln, Seilen oder Stahlband kennen.

Die Verbindung dieser Spannungsteile mit den Holmen, Streben oder mit dem Rumpfe geschieht durch Ösen, Klemmen, Keilvorrichtung oder durch Spleißung des Kabelseils; das Löten der Drahseilenden ist gänzlich zu vermeiden.

Die Ösenverbindung Abb. 96 ist billig, leicht herzustellen und im geradlinigen Verlauf genügend widerstandsfähig; an den Enden jedoch

verliert das Material beim Kaltbiegen an Zähigkeit, die Bruchdehnung wird unmeßbar gering, die Elastizitätsgrenze bei eintretender



Abb. 94.



Abb. 95.

Beanspruchung bald erreicht, so daß ein Reißen ohne vorhergegangene Formänderung eintreten kann.

Die Festigkeit hängt von der Sorgfalt der Herstellung ab. Die aus dem Stahldraht verfertigte Ösenverbindung ist zu verwerfen, sie hat nur 25—50 % der Festigkeit des ungeschwächten Drahtes; die mittels aufgeschobener ovaler Kupferhülse h_1 hergestellte Öse hat den Nachteil, daß die Verbindung durch Abscheren der Hülse gelöst wird, ihre Festigkeit ist zwischen 40—70 % gelegen; die Spiralhülse h_2 vermeidet das Abscheren, die Festigkeit dieser Verbindung stellt sich nach Laboratoriumsversuchen auf 40—85 %.

Man mache die Länge a in Abb. 96 recht kurz und verwende zum Anschluß der Spanndrähte Stahlbleche mit gebrochenen Kanten von mindestens Drahtstärke; die Öse geht durch eine Bohrung, die vorteilhaft in der Achse des einfallenden Drahtes liegt, das Stahlblech wird mit dem zu verspannenden Teil verschraubt. Die kleinste Reißlast beträgt bei 1 mm, 2 mm, 3 mm Stärke 55 bzw. 310 und 800 kg.

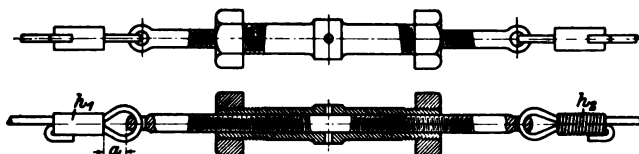


Abb. 96.

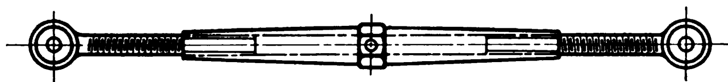


Abb. 97.

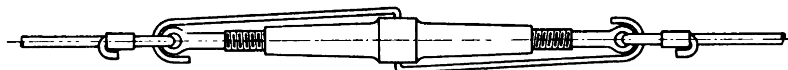


Abb. 98.

Nach diesem Verfahren sollte man nur Drähte bis etwa 3 mm Stärke verwenden, stärkere Drähte ersetzt man besser durch widerstandsfähigere Seile und Kabel.

Die Spanndrähte verzehren infolge ihres großen Luftwiderstandes unnütz motorische Kraft; ihr kreisrunder Querschnitt entspricht nicht der Stromliniengestalt und zu diesem Mangel tritt noch der Umstand hinzu, daß sie beim Schwingen in gleicher Zeit einen größeren Weg als das Flugzeug zurücklegen und hierbei durch Biegungsbeanspruchungen mindestens doppelt so stark belastet werden.

Abb. 96, 97, 98, 99 zeigen einige gebräuchliche Spannvorrichtungen, die als Spannschloß Anwendung finden; in Abb. 92 sind unter 20 und 21 gleichfalls derartige Spannschlösser gezeichnet, während 22 bis 25 Ösenschrauben darstellen.

Die Kabelklemmen finden vorteilhaft Verwendung; die Befestigung des Seils soll tunlichst nach Abb. 100 mittels drei Bolzen geschehen.

Die Verspleißung erfordert eine sorgfältige, gewissenhafte Arbeit und ist zeitraubend; sie hat wenig Eingang in die Praxis gefunden.

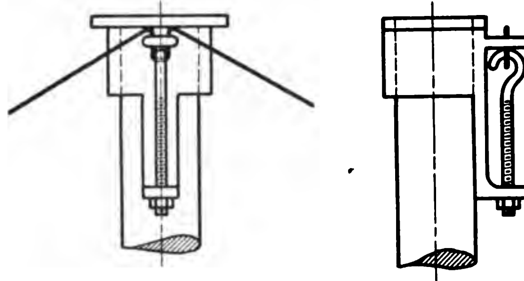


Abb. 99.

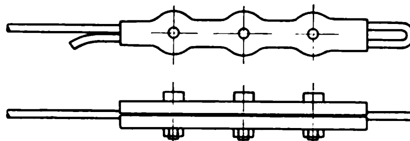
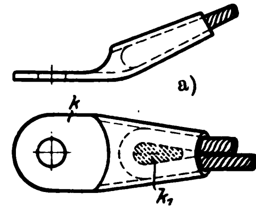
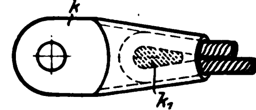


Abb. 100.





b)
Abb. 101.

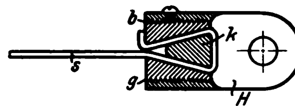


Abb. 102.

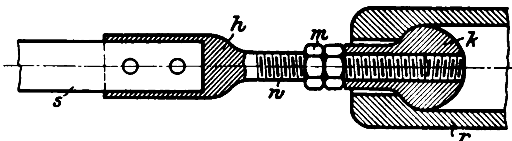


Abb. 104.

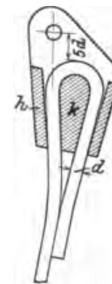


Abb. 103.

An Stelle von Ösen wurde der Dickenddraht vorgeschlagen, der an der Verstärkung Gewinde erhält, auch Drähte mit Augen am Ende wurde als Ersatz vorgesehen.

In neuerer Zeit ist die Befestigung mittels Klemmvorrichtung von verschiedenen Seiten in Angriff genommen worden.

Eine einfache Keilklemme zeigen Abb. 101 a und b. Sie besteht aus der Hülse k und dem Keile k_1, um den der Spanndraht herumgebogen

und durch Hammerschlag mit dem Keil in die Hülse eingetrieben wird. Bei stärkerer Drahtbelastung wirkt die Keilklemme um so sicherer; die Festigkeit der Verbindung ist sehr hoch. Versuche zeigten, daß die Verbindung außerhalb der Klemmvorrichtung riß.

Abb. 102 zeigt, wie eine Stahlbandbefestigung sorgfältig vorgenommen werden kann. Die Hülse H trägt Muttergewinde g, in das der Bolzen b mit konischem Schlitz hineingeschraubt wird; das Stahlband s wird unter Beifügung eines Keils k nach außen gezogen.

Bei der empfehlenswerten Konstruktion in Abb. 103 wird der Draht α ähnlich wie in Abb. 101 in die Hülse h gelegt und die Befestigung durch Keilwirkung von k bewirkt.

Abb. 104 gibt an, wie Paulhan die Nachstellung der Spannbänder besorgt. Der Schuh h, der das Band s faßt, läuft in das Bolzengewinde w aus, auf das das Kugelstück k aufgeschraubt ist; k ist im Rahmen r des Flugzeugs gelagert; zum Nachstellen wird die Gegenmutter m gelöst und das Band durch Drehen von k gespannt.

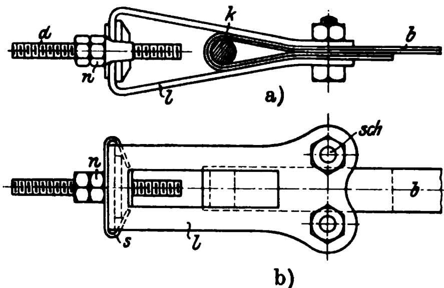


Abb. 105.

Die nach den Flügelenden absteigende im Fluge auf Zug beanspruchte Diagonalverspannung des Breguet-Doppeldeckers wird durch Stahlbänder bewirkt. Abb. 105 a und b zeigen die Endverbindung. Das ungeschwächte Band b wird mittels der Schrauben sch und Laschen l durch Klemmung festgehalten, wobei ein Klemmstück k sich um so fester anlegt, je stärker das Band gezogen wird. Die zum Verspannen des Rumpfes benützten Drähte erhalten am Ende Gewinde eingeschnitten; dadurch tritt eine nicht unerhebliche Schwächung des Drahtes ein; die Sicherung der Schraubenverbindung geschieht durch Mutter und Gegenmutter; außerdem werden Bleche s, die auf den sechskantigen Nippel n passen, aufgebracht und später umgebogen.

C. Beanspruchung der Tragkonstruktion.

In bezug auf die während des Fluges in der Tragkonstruktion auftretenden Spannungen müssen all die Vorgänge und die sie begleitenden Zusatzkräfte in Betracht gezogen werden, wie sie bei böiger Luft, beim steilen Gleitfluge, beim Abfangen des Flugzeugs aus steilem Gleitfluge mit darauf folgendem horizontalen Fluge bei neu angestelltem Motor, bei Wendungen in horizontaler und vertikaler Ebene auftreten.

Es ist selbstverständlich, daß für jeden Konstruktionsteil die größtmögliche auf ihn einwirkende Belastung heranzuziehen ist und die zulässige Beanspruchung für sein Baumaterial nicht überschritten werden darf.

Der eigentlichen Festigkeitsberechnung einer Tragkonstruktion soll daher eine Untersuchung über die Größenverhältnisse der Kräfte vorangehen, denen ein Flugzeug unter den verschiedenen Verhältnissen ausgesetzt ist.

Ich folge hier im wesentlichen den von Prof. Reißner in einem Vortrage in der „Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik" (November 1912 in Frankfurt a. M.) aufgestellten Grundsätzen, die für den praktischen Konstrukteur zahlreiche zu beherzigende Winke für die Dimensionierung der Hauptteile eines Flugzeugverbandes enthalten, wie sie ihm zur strengen und gewissenhaften Befolgung auf das eindringlichste empfohlen werden müssen, wenn er sich vor schweren Enttäuschungen und den Führer des Flugzeugs vor manchem ernsten Unglück bewahren will.

Die auf das Flugzeug einwirkenden Kräfte sind:

a) bei geradliniger Bahn:

1. Das Eigengewicht von oben nach unten wirkend; es wird im Horizontalfluge durch die Auftriebskomponente des Luftwiderstandes, im Gleitfluge durch den resultierenden Luftwiderstand ausgeglichen.

2. Der Luftwiderstand von unten nach oben auf die Tragfläche wirksam; er ergibt sich nach dem früher darüber Gesagten als Druckdifferenz der Luftströmungen auf Rücken und Unterseite des Flügels.

3. Die Zusatzkraft, die infolge Geschwindigkeitssteigerung beim Gleitfluge auftritt.

Diese Überlastung gegenüber der Beanspruchung im Horizontalfluge ist so zu deuten. Ist für den Horizontalflug der Einfallswinkel 3^0, so entspricht dieser Stellung z. B. beim Nieuportflugzeug eine spezifische Auftriebskomponente $\frac{W_y}{F} = 21$ kg/m², während für einen Einfallswinkel $\alpha = 0^0$, unter dem das Flugzeug im Gleitfluge gegen die Bahnrichtung heruntergebracht würde, ihr Wert auf 16 kg/m² sinkt, wie die Versuchskurven von Eiffel bzw. von Loukianoff lehren.

Das will besagen, daß mit Vernachlässigung des Rücktriebes im Gleitfluge die Geschwindigkeit wegen der notwendigen Erhaltung des Gleichgewichtes zwischen Eigengewicht und Luftwiderstand im Verhältnisse $\frac{21}{16} = 1{,}31$, also von 80 km/std im Horizontalfluge auf 105 km/std im Gleitfluge anwachsen muß.

Knüpft man an diese Betrachtung die hinlänglich bekannte Druckmittelspunktwanderung an, zufolge welcher beim Nähern des Einfalls-

winkels zu 0^0 Neigung der Druckmittelpunkt, also die Druckresultierende, sehr weit hinter die Flächenmitte nach der Austrittskante hin in die Nähe des hinteren Holmes zurückweicht, so wird dieser hintere Querträger im Gleitfluge weitaus stärker belastet als der jetzt entlastete Vorderholm. Der Grad der stärkeren Belastung des hinteren Holmes hängt von der Art des verwendeten Tragflächensystems ab, mit dem die Druckmittelpunktwanderung aufs innigste verknüpft ist.

Die vom Konstrukteur zu beachtende Regel wird bei Bestimmung der Ausmaße des hinteren Querträgers vorschreiben, hier wegen der ohnehin zumeist geringeren Konstruktionshöhe in bezug auf Festigkeit besonders achtsam zu sein und ihn so zu berechnen, als wenn er allein die Gesamtlast zu tragen hätte.

b) Zusatzkräfte in krummliniger Bahn.

1. Horizontalkurve.

Im Abschnitte über Schrägstabilität ist auf S. 126 auseinandergesetzt worden, daß beim Fluge in der Kurve durch die Zentrifugalkraft eine zusätzliche Belastung zum Eigengewicht in Höhe von etwa 41 % des Eigengewichtes hinzukommt.

Aus der ungleichmäßigen Verteilung der Geschwindigkeit, die von Seite des Krümmungsmittelpunktes nach außen wächst, ließ sich auf S. 126 eine Vermehrung des Biegungsmomentes gegenüber der Annahme einer gleichmäßig verteilten Last auf das $\frac{6}{5}$ fache ermitteln.

2. Vertikalkurve.

Eine starke Beanspruchung erfährt das Tragdeck beim Aufrichten des Flugzeugs zur Zeit des Überganges aus dem steilen Gleitflug in den wagrechten Motorflug.

In Abb. 106 ist G das Gewicht des unter dem Winkel γ längs der Gleitbahn fallenden Flugzeugs, seine Geschwindigkeit unmittelbar vor der Bahnkrümmung, die der Einfachheit halber als eine kreisförmige vom Bahnradius ρ angenommen wird, sei v. Das Flugzeug soll zwischen den Höhenlagen h_2 und h_1 über der Erdoberfläche abgefangen, d. h. in eine horizontale Lage übergeführt werden.

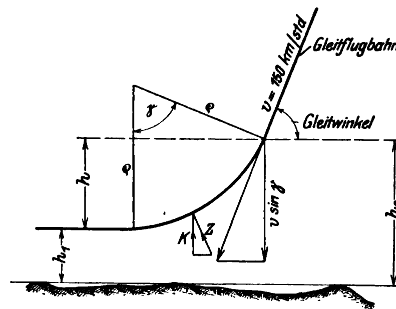


Abb. 106.

Die senkrechte Komponente der Gleitgeschwindigkeit ist $v_s = v \cdot \sin \gamma$ und die ihr entsprechende kinetische Energie des Flugzeugs

$E = \frac{G}{g} \cdot v_s^2$. Dieser Betrag ist durch Bremsung zu vernichten, denn nach dem Abfangen ist die senkrechte Geschwindigkeit gleich Null geworden.

Die zur Verzögerung benötigte Bremskraft K als Vertikalkomponente der Zentripetalkraft Z wird aus dem Gesetze von der Erhaltung der Energie gefunden:

$$K \cdot (h_s - h_1) = K \cdot h = \frac{G}{g} (v \cdot \sin \gamma)^2$$

$$K = \frac{G \cdot v^2 \cdot \sin^2 \gamma}{g \cdot h}.$$

Je kleiner die Bremshöhe, je schneller das Flugzeug abgefangen wird, je größer das Gewicht und seine Geschwindigkeit, und je steiler die Flugbahn zurückgelegt wird, desto größer wird der von unten nach oben auf das Tragdeck sich äußernde Bremsdruck sein.

Für ein Zahlenbeispiel mögen nachstehende, ziemlich an der äußersten Grenze liegenden Werte verwendet werden: $v = 150$ km/std $= 41{,}6$ m/sec, $\gamma = 45^0$, $h = 40$ m, dann wird

$$K = G \cdot \frac{870}{10 \cdot 40} = 2{,}2\ G.$$

Die durch das Bremsen der Vertikalgeschwindigkeit auftretende Flügelbelastung beträgt mehr als das Doppelte des Eigengewichtes.

Die gleichen Verhältnisse treten beim Übergange aus der horizontalen Fluglage in den Gleitflug ein; hier werden die in der Übergangskurve zur Wirkung kommenden Zentripetalkräfte von oben nach unten einen Druck auf die Flügel ausüben, dessen Größtwert für die gleichen Verhältnisse von gleicher Größe wie vorstehend angegeben sein wird,

c) Zusatzbeanspruchungen durch stoßweise auftretende Kräfte.

1. Verschiedene Unglücksfälle werden darauf zurückgeführt, daß bei dieser von oben kommenden Druckbelastung die obere Druckverspannung nachgibt und einen Flügelbruch als unmittelbare Folge nach sich zieht. Abb. 107 vergegenwärtigt diesen Fall. Die obere Verspannung d riß, die in Rede stehende Druckkraft knickte die der Stützung beraubte Tragdecke ein. Die obere Verspannung ist daher nicht schwächer zu machen als die untere, wie man dies so häufig antrifft.

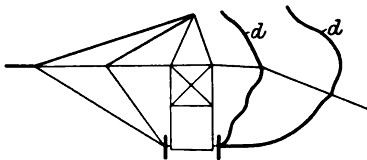


Abb. 107.

Böen und Wirbel, die auf das Flugzeug auftreffen, gefährden infolge der stoßweisen Belastung seine Festigkeit im hohen Grade.

Die Beanspruchung wird wesentlich stärker erwartet werden müssen als bei ruhiger Belastung; die auf Gebieten der Baustatik gemachten Erfahrungen begründen diese Annahme.

In dem eingangs erwähnten Referate wird gleichfalls durch die Böigkeit des Windes eine Erhöhung des Luftwiderstandes auf das 1,5 fache nachgewiesen, die von der Böigkeitsziffer, d. i. vom Verhältnis der mittleren zur höchsterreichten Windgeschwindigkeit während des wellenartigen Verlaufes der Windbewegung abhängt. Nach dieser Betrachtung scheint es, als ob auf schnellere Maschinen die Böe von geringerem Einfluß ist; erprobte Flugzeugführer behaupten jedoch das Gegenteil; auch auf S. 97 wurde auf diese Tatsache aufmerksam gemacht. Beim Fliegen mit einer schnellen Maschine sei die Böenwirkung weitaus heftiger, und sie begründen es damit, daß die Flügel bei der kurzwährenden Beanspruchung keine nennenswerte Formänderung erleiden, während bei langsamem Fluge die Böe längere Zeit einwirkt, und die auftretende Formänderungsarbeit der getroffenen Teile die Stoßwirkung mildert. Die leichter nachgebenden Zweidecker sind hier empfindlicher, und aus diesem Grunde wird hier auf eine besonders sorgfältige Querversteifung Rücksicht zu nehmen sein.

2. Die stoßweise auftretende Beanspruchung des Flugzeugs durch das ungleichförmige Drehmoment der Motorbewegung ist geringfügig.

3. Die Beanspruchung durch den Landungsstoß; sie wird in einem späteren Abschnitte der Gegenstand eingehender Betrachtung sein.

Diese Auseinandersetzung zeigt, daß das Flugzeug in der Tat zeitweise zusätzlichen Kräften unterworfen ist, die ein Vielfaches seines Eigengewichts ausmachen, so daß die Forderung von Prof. Reißner nach einer Festigkeitsberechnung des Flugzeugverbandes unter Annahme einer Belastung gleich dem 5½fachen Eigengewicht[1]), vom Standpunkte der größeren Sicherheit, durchaus gerechtfertigt erscheint.

D. Berechnung der Tragholme und der Tragrippen.

Die Druckverteilungskurven in Abb. 44 klären uns darüber auf, daß die Luftwiderstände in Richtung der Spannweite gegen den Rumpf zu nur wenig wachsen, in der Flugrichtung längs der Tragrippen dagegen ungleichmäßig verlaufen; die Druckkurve steigt bis zu einem Höchstwert, den sie innerhalb der beiden Holme erreicht. Diese Druckverteilung begründet für die Berechnung der Holme die Annahme einer gleichmäßigen Lastverteilung über die ganze Länge des Holmes,

[1]) 1,41 Mehrbelastung in der Wendung mal 1,2 für die größere Geschwindigkeit an den äußeren Flügelenden mal 2,2 für die Bremskraft beim Abfangen aus dem Gleitflug mal 1,5 für Böigkeit = 5,5.

sowie einer dreieckförmigen Belastungsfläche, deren Spitze mit der größten Belastungsintensität etwa in der Mitte zwischen den beiden Holmen liegt, für die Festigkeitsrechnung der Rippen.

1. Der rückwärtige Holm.

In dem vorzuführenden Zahlenbeispiel seien die Ausmaße des Nieuport-Eindeckers zugrunde gelegt.

Das Gewicht beträgt $G = 325$ kg einschließlich des Führers. Für die Festigkeitsberechnung sind somit

$$Q_1 = 5{,}5 \cdot 325 = 1790 \text{ kg}$$

maßgebend, auf einen Flügel entfallen

$$Q = \frac{1790}{2} = 895 \text{ kg.}$$

Diese Last ist im ungünstigsten Falle auf den hinteren Holm allein zu verteilen; bei 5 m Holmlänge ergibt sich die Belastung für den laufenden Meter

$$q = \frac{895}{5} = 179 \text{ kg/m} = 1{,}79 \text{ kg/cm.}$$

Die Belastungsart des Holmes ersieht man aus Abb. 86b. Demnach kann der Querträger als durchlaufender Träger angesehen werden, dessen Stützen am Rumpfe A, den Kabelbefestigungsstellen B, C liegen und der bei C auf die Länge 1,5 m überkragt ist.

Die statische Untersuchung dieses Trägers lehrt, daß sich die Stützkräfte für $l = 1{,}75$ m, $l_1 = 1{,}5$ m, $q = 179$ kg/m wie folgt berechnen

$$A = \frac{3}{8} ql + \frac{1}{8} \frac{ql_1^2}{l} = 150 \text{ kg;}$$

$$B = \frac{7}{4} ql + ql_1 - \frac{ql_1^2}{4\,l} - \frac{q\,(l + l_1)^2}{2\,l} = 225 \text{ kg;}$$

$$C = \frac{q\,(l + l_1)^2}{2\,l} + \frac{ql_1^2}{8\,l} - \frac{ql}{8} = 520 \text{ kg.}$$

Die Stützenmomente bei B, C erhalten die Werte:

$$M_B = -\frac{q}{8}(l^2 - l_1^2) = -1210 \text{ kgcm.}$$

$$M_C = -\frac{q}{2} l_1^2 = -20190 \text{ kgcm;}$$

Das mittlere Feldmoment beträgt:

$$\frac{ql^2}{8} = +6850 \text{ kgcm;}$$

demgemäß ist im geeigneten Maßstab die Abb. 108 gezeichnet und die Verteilung der Biegungsmomente schematisch wiedergegeben.

Zerlegt man in Abb. 109 die Reaktionen in B, C nach zwei Komponenten in Richtung der Verspannung und in Richtung des Holmes, so ergeben sich die Zugspannungen in den Kabeln:

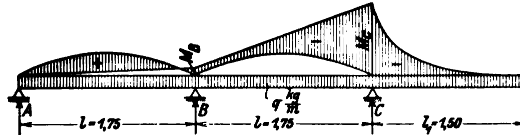


Abb. 108.

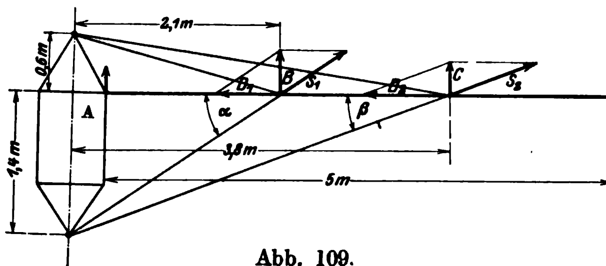


Abb. 109.

$$S_1 = \frac{B}{\sin\alpha}; \quad S_2 = \frac{C}{\sin\beta}.$$

Mit $\alpha = 33^0\,40'$ aus $\operatorname{tg}\alpha = \frac{1,4}{2,1}$, wird $\sin\alpha = 0,554$, und mit $\beta = 20^0$ aus $\operatorname{tg}\beta = \frac{1,4}{3,8}$, wird $\sin\beta = 0,342$.

Mit diesen Werten erhält man:

$$S_1 = \frac{255}{0,554} \sim 406 \text{ kg}, \quad S_2 = \frac{520}{0,342} \sim 1520 \text{ kg}$$

und die den Holm in B, C auf Druck beanspruchenden Kräfte sind aus den Kräftedreiecken

$$D_1 = 225 \cdot \operatorname{cotg}\alpha \sim 337 \text{ kg}, \qquad D_2 = 520 \cdot \operatorname{cotg}\beta \sim 1410 \text{ kg}.$$

Die Druckbeanspruchung des Holmes von B bis C macht 1410 kg aus, von B bis zum Rumpfanschluß nach A die Summe D aus 1410 + 337 $\sim$ 1750 kg.

Ausmaße des Holmes. An der Stütze B ist das Biegungsmoment geringer als an der Stütze C. Das größte Moment M_C aus der Traglast ist der Berechnung zugrunde zu legen:

$$M_C = -20190 \text{ cm kg}.$$

Der Holmquerschnitt muß der Biegungs- und Druckfestigkeit genügen, ist also zu bemessen nach der Gleichung:

$$k_r = \frac{M_C}{W} + \frac{D}{F},$$

wenn W sein äquatoriales Widerstandsmoment, F der Querschnitt und D die früher berechnete Druckbelastung und k_r die Gesamtspannung bedeuten.

Als Querschnitt kommt eine der in Abb. 110a—f dargestellten Figuren in Betracht.

Abb. a . . $W = \frac{B \cdot H^2}{6}$,

Abb. b . . $W = \frac{B(H^3 - h^3) + B_1(h^3 - h_1^3)}{6\,H}$,

Abb. c u. d $W = \frac{B\,H^3 - b\,h^3}{6\,H}$,

Abb. e . . $W = \frac{\pi}{32} \cdot \frac{D^4 - d^4}{D} \sim 0{,}1\,\frac{D^4 - d^4}{D}$,

Abb. f . . $W = \frac{\pi}{32} \cdot (a^3 b - a_1^3 b_1) \sim \frac{\pi}{4}\,a\,(a + 3\,b)\,\delta$.

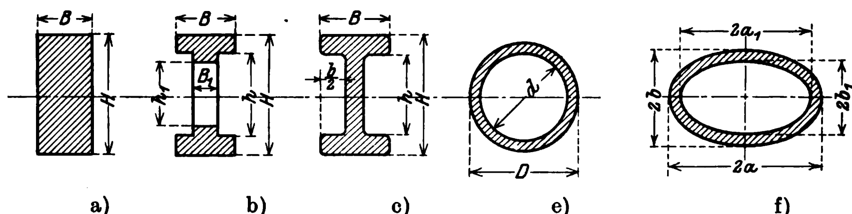
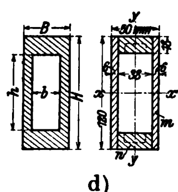


Abb. 110.

Abb. e und f gelten für nahtlos gezogenes Stahlrohr vom kreisförmigen bzw. eiförmigen Querschnitt von der Wandstärke δ.



d)
Abb. 110.

Abb. a, b, c, d kommen bei Verwendung von Holzträgern vor; nur hartes, wetterbeständiges, vollends astfreies Holz der Esche, Pappel oder Spruce kommen hier in Frage.

Wegen der dem Flügel eigentümlichen Flächengestaltung sind seine Profile nicht an allen Stellen kongruent, nicht gleich hoch und lang gemacht; die Holme des Nieuport - Flugzeugs sind als Kastenträger ausgebildet und erhalten veränderlichen Querschnitt (auch vom Standpunkte der Festigkeit) nach Abb. 108d. Jeder Träger besteht aus 6 mm starken Flankenbrettern m aus Spruce, zwischen denen oben und unten ein Längsstab n 18 × 38 mm aus Eschenholz eingelegt ist. In dem so entstehenden Hohlraum sind Verstrebungen

angebracht, die in der Festigkeitsrechnung unberücksichtigt bleiben sollen.

An der Stelle C berechnet sich die Biegungsbeanspruchung aus:

$$k_b = \frac{M_C}{W};$$

mit

$$W = \frac{B H^3 - bh^3}{6 H} = \frac{5 \cdot 12^3 - 3,8 \cdot 8,4^3}{6 \cdot 12} = 89 \text{ cm}^3$$

und

$$M_C = 20190 \text{ kgcm wird } k_b = 227 \text{ kg/cm}^2.$$

Die Druckspannung k macht aus:

$$k = \frac{D}{F} = \frac{1750}{42} \sim 41 \text{ kg/cm}^2.$$

Die resultierende Spannung ergibt somit den Wert:

$$k_r = 227 \pm 41 = 268 \text{ kg/cm}^2$$

in der gezogenen Faser bzw. 186 kg/cm² in der gedrückten Faser.

Beide Beanspruchungen sind bei 1350 kg/cm² Zugfestigkeit und 500 kg/cm² Druckfestigkeit für Eschenholz recht hoch.

Der berechnete Holmquerschnitt muß auch der auf Knickung wirkenden Druckkraft D genügen. Wir wählen zum Zwecke der Nachrechnung die Eulersche Gleichung

$$D = \pi^2 \cdot \frac{J \cdot E}{l^2},$$

die unter der Annahme von frei beweglichen Stabenden in der geschriebenen Form gilt, wenn D die Knickkraft, J das kleinste Trägheitsmoment des Querschnittes in cm⁴, E der Elastizitätsmodul und l die Knicklänge in cm bedeuten.

Mit $D = 1750$ kg, $\pi^2 \sim 10$, $l = 175$ cm von der Kabelbefestigungsstelle B bis Rumpfanschluß gemessen, $E = 105\,000$ kg/cm² wird das erforderliche Trägheitsmoment

$$J = \frac{30625 \cdot 1750}{10 \cdot 105\,000} \sim 51 \text{ cm}^4,$$

während das kleinste Trägheitsmoment des gewählten Querschnittes

$$J = J_y = 2 \cdot (0,6^3 \cdot 12 + 2,2^2 \cdot 0,6 \cdot 12) + \frac{2 \cdot 3,8^3 \cdot 1,8}{12} = 85 \text{ cm}^4$$

ist.

Der Querschnitt genügt somit reichlich der Beanspruchung auf Knickung.

Die Wahl der Trägerhöhe spielt für die Größe des schädlichen Stirnwiderstandes und der dadurch bedingten Vortriebsarbeit eine wesent-

liche Rolle; je niedriger, desto günstiger. Sache des Konstrukteurs ist es, Träger von geringerer Höhe aber gleicher Tragfähigkeit anzuordnen.

An der Stütze B könnte der Holm schwächer gehalten sein, doch finden wir auch hier mit Rücksicht auf die Profilhöhe des Flügels das gleiche Ausmaß.

An der 15. Rippe bei t_0 in Abb. 86 ist das Biegungsmoment nur noch

$$M = \frac{33^2}{2} \cdot 1{,}79 = 972 \text{ kgcm};$$

der Holmquerschnitt kann hier wesentlich schwächer gehalten sein, da schon ein

$$W = \frac{972}{200} \sim 4{,}8 \text{ cm}^3$$

ausreichen würde.

Der praktisch gewählte Querschnitt 6 cm hoch und 5 cm breit ist also reichlich bemessen.

2. Die Kabelstärke.

Die Zugspannung im Kabel ist umgekehrt proportional dem Sinus des Winkels α bzw. β. Man soll demnach den Winkel zwischen Kabel und Flügelebene möglichst groß machen, Man achte darauf, daß durch zu starkes Anziehen des Spannschlosses die Spannungen S_1, S_2 erheblich vermehrt werden können. Die Stärke der Anspannung ist Gefühlssache; zu starkes Anspannen gefährdet die Festigkeit des Drahtes, bei geringem Anzug fehlt dem Flügel die genügende Stützung in der Luft, so daß er bei plötzlichem Belastungswechsel, wenn er einem Druck von oben ausgesetzt ist, knicken kann. Die lockere Verspannung hat auch den Nachteil, daß die Drähte schwingen und unnötig großen Luftwiderstand hervorrufen; das Schwingen beeinflußt die Elastizität und Festigkeit ungünstig.

Der Kabel- oder Drahtquerschnitt wird aus

$$F = \frac{S}{k_z}$$

gefunden.

Für S = 1520 kg wird bei 5facher Sicherheit unter Verwendung eines Stahldrahtes von 20 000 kg/cm² Bruchfestigkeit

$$F = \frac{1520}{\frac{20000}{5}} \sim 0{,}380 \text{ cm}^2.$$

Ein mindestens 6 mm starkes Kabel oder genügend festes Stahlseil wird in diesem Falle anzuwenden sein. Die obere Verspannung ist etwa von gleicher Stärke zu wählen.

3. Der vordere Holm.

Er wird im Horizontalfluge stärker belastet sein als der hintere, solange nur der Luftwiderstand allein in Betracht kommt; die stärkere Belastung ist damit begründet, daß der Druckmittelpunkt beim Horizontalfluge dem vorderen Holm wesentlich näher liegt.

Wir wissen jedoch, daß diese Belastung für die Festigkeit nicht allein in Betracht kommt; mit Rücksicht auf Zusatzkräfte, wie sie beim Abfangen des Flugzeugs vor der Landung auftreten, kommt hier das 2,2fache Gewicht in Frage, zu dem noch das Eigengewicht zu addieren ist.

Insgesamt genügt bei der Berechnung des Vorderholmes das dreifache Eigengewicht als gleichförmig verteilte Belastung einzuführen. Die Rechnung wird somit schwächere Querschnitte für den vorderen Holm als für den hinteren ergeben; aus konstruktiven und aerodynamischen Gründen werden Höhe und Breite des Querschnitts vom Hinterholm .beibehalten.

4. Der Längsträger.

Das Belastungsschaubild ist in Abb. 111a wiedergegeben; nach dem früher darüber Gesagten ist die größte Belastungsstärke in der Mitte zwischen den beiden Querträgern angenommen und die Abstufung des Belastungsfeldes dreieckförmig gewählt. Die auftretenden Stützkräfte sind in die Abb. 111a eingetragen und betragen $A = 25{,}5$ kg, $B = 56{,}5$ kg. Die Hauptlast hat der Teil innerhalb der Querträger zu tragen.

Die Ausbildung des Querschnitts ist verschieden: bald [, I, T-förmig aus Holz, Aluminium- oder Stahlblech durch Nietung zusammengesetzt oder gewalzt hergestellt. Der Steg ist wegen Gewichtserleichterung durchbrochen. Ein häufig wiederkehrender Querschnitt besteht aus 2 Leisten, oben und unten, mit dazwischengesetzten Klötzen. Auch das Hohlrechteck ist in Verwendung. Nach Abb. 86 liegen in unserem Beispiele die Rippen 0,33 m weit auseinander. Die Einheitsbelastung des Flugzeugs mit schätzungsweise 17 m² großem Tragdeck beträgt:

$$p = \frac{5{,}5 \cdot G}{F} = \frac{1790}{17} \sim 110 \text{ kg/m}^2.$$

Für eine Rippe, z. B. für die 6. vom Rumpfe gezählt, entfällt an Traglast:

$$110 \text{ kg/m}^2 \cdot 0{,}33 \text{ m} \cdot 2{,}25 \text{ m} \sim 82 \text{ kg}.$$

Die Höhe x der dreieckigen Belastungsfläche findet man aus:

$$x \cdot \frac{2{,}25}{2} = 82; \; x = 72{,}6 \text{ kg/m}.$$

Das größte Feld-Belastungsmoment in der dreieckförmigen Belastungsfläche ergibt sich an der Stelle, an der die Schubkraft Null wird, also aus

$$-2 + 25{,}5 - \frac{16 + \frac{16\,(0{,}25 + x)}{0{,}25}}{2} \cdot x = 0$$

$$x = 0{,}71 \text{ m}.$$

Das Biegungsmoment wird an dieser Stelle:

$$M_{max} = -2 \cdot 79{,}3 + 25{,}5 \cdot 71 - 27{,}4 \cdot 28{,}6 \sim 850 \text{ cmkg}.$$

Der Querschnitt der 6. Rippe ist nach Abb. 111b gestaltet; die obere und untere Leiste ist je 37 mm breit, 4 mm stark aus Eschenholz; verstärkt wird dieser Querschnitt durch 6 mm starke, 120 mm hohe

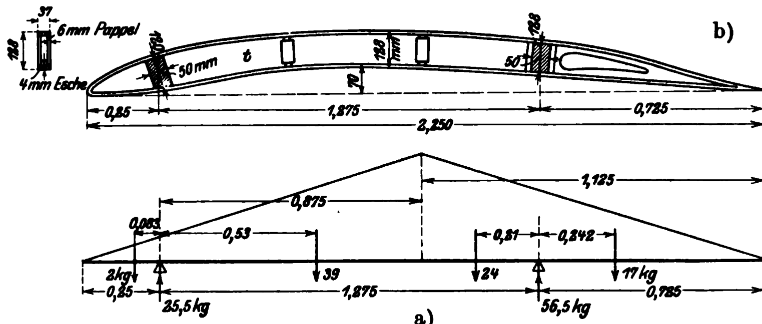


Abb. 111.

Pappelleisten, die als nichttragend angesehen werden sollen, da sie in der Tat an der durchbrochenen Stelle fehlen.

Das äquatoriale Trägheitsmoment dieses Querschnittes ist:

$$J = \frac{3{,}7 \cdot 12{,}8^3 - 3{,}7 \cdot 12^3}{12} \sim 114 \text{ cm}^4 \text{ und } W = \frac{J}{6{,}4} \sim 17{,}8 \text{ cm}^3.$$

Die Biegungsbeanspruchung in der gezogenen bzw. gedrückten Faser bleibt somit mit

$$k_b = \frac{850 \text{ cmkg}}{17{,}8 \text{ cm}^3} \sim 48 \text{ kg/cm}^2$$

weit unterhalb der zulässigen Grenze.

An der Stütze B, an der das Biegungsmoment den kleineren Wert annimmt:

$$M_B = 17 \cdot \frac{72{,}5}{3} \sim 411 \text{ cmkg},$$

steigt die Spannung bei gleicher Profilhöhe nur auf

$$k_b = \frac{411}{17{,}8} \sim 23 \text{ kg/cm}^2.$$

Die Verstärkung durch die Pappelleisten wird die wirkliche Spannung kleiner werden lassen. Das Nieuportsche Flügelprofil zeichnet sich dadurch aus, daß es ziemlich spitz und auf der unteren Seite zuerst konvex und dann konkav gekrümmt ist. Der vordere, erhaben gekrümmte Teil trägt, wenn das Flugzeug im Gleitfluge schräg zur Erde gleitet, und verhindert eine Überschreitung eines bestimmten Gleitwinkels.

Bei den gebräuchlichen Profilen drückt die Luft häufig im Gleitfluge auf den vorderen Teil und bewirkt so eine Abwärtsneigung des vorderen Teiles, so daß ein steiler Gleitflug zustande kommt.

Es ist noch zu erwähnen, daß an verschiedenen Stellen bereits Konstruktionen auftauchten, die jede Anwendung des Holzes für den Tragflügel ausschließen: autogen geschweißte Stahlrohre vom elliptischen Querschnitte für die Holme und Tragrippen kommen zur Verwendung; Morane z. B. hat den Tragflügel ganz aus gebogenen Stahlrohren hergestellt (siehe Abb. 114). Derartige Konstruktionen sind bei sorgfältiger Arbeit außerordentlich empfehlenswert.

Auch kommt für die Tragrippe das T-Profil aus Aluminiumblechen zusammengenietet vor in Verbindung mit Stahlrohr-Holmen. Sogar die Bespannung mit Aluminiumblech ist teilweise in Angriff genommen worden (Prof. Reißner, Dr. Huth).

Als Wertungsformel für die Tragflächenkonstruktion ist in Vorschlag gebracht worden:

$$\frac{\text{Tragkraft in kg}}{\text{Gewicht kg} \cdot \text{Trägerhöhe cm} \cdot \text{Preis}}$$

soll einen Höchstwert erreichen.

5. Das Traggerüst der Steuerflossen.

Die zumeist mehr oder minder rechteckig gestalteten Steuerflossen erhalten in der Verwendung als Seitensteuer stets ebenes Profil, als Höhensteuer kommen beim Zweidecker gewölbte, beim Eindecker fast ausschließlich aus früher angeführten Gründen ebene Profile zur Anwendung. Man wird der Berechnung der wirksamen Luftwiderstandskräfte, die von den Steuerflächen aufzunehmen sind, einen größten Ausschlagswinkel von etwa 30° zugrunde legen, bei welchem sich für ebene Flächen der größte Luftwiderstand ergibt; solche Ausschläge der Steuerflächen werden nur bei Flugzeugen mit kleiner Geschwindigkeit notwendig sein, um die nötige Steuerkraft zu erzielen, während bei rasch fliegenden Maschinen der zur Ausführung kommende Ausschlag darunter bleibt.

Nach der Beziehung

$$D = 0{,}075\, f_s \cdot v^2$$

ist der Höchstdruck zu berechnen, worin f_s das Ausmaß der Steuerfläche, v die relative Geschwindigkeit der Luft zur Fläche in m/sec angeben.

Als Zahlenbeispiel sei das Seitensteuer des Nieuportflugzeugs angeführt, dessen Ausmaß 0,6 m² beträgt, und dessen höchster Ausschlag nur etwa 20° aus der Längsachse beträgt; wir wollen mit dem größeren Wert der größeren Sicherheit halber rechnen, so daß sich ein Gesamtdruck von $D = 0{,}075 \cdot 0{,}6 \cdot 932 = 42$ kg ergibt, wenn $v = 110$ km/std $= 32{,}2$ m/sec angenommen wird; die Einheitsbelastung wird recht groß und macht aus

$$\frac{D}{F} = \frac{42}{0{,}6} = 70\ \mathrm{kg/m^2}.$$

Diese Belastung wird hier von einem steifen Rahmen aus Stahlrohr und von zwei mit dem äußeren Rahmen verschweißten in der Flugrichtung liegenden Stahlrohren von 0,8 mm Wandstärke, 15 mm äußerem Durchmesser und etwa 90 cm Länge aufgenommen.

Letztere können als an den Enden eingespannte Träger betrachtet werden, belastet mit der gleichmäßig verteilten Last, wenn bei der geringen Spannweite auf die Lage des Druckmittelpunktes nicht Rücksicht genommen wird. Das größte Biegungsmoment ist

$$M = \frac{D \cdot l}{12} = \frac{2{,}2}{2} \cdot \frac{90}{12} = 160\ \mathrm{cmkg}.$$

Das Widerstandsmoment des Rohrquerschnittes ist

$$W = 0{,}1 \cdot \frac{1{,}5^4 - 1{,}3^4}{1{,}5}\ \mathrm{cm^3} \sim 0{,}121\ \mathrm{cm^3}.$$

und mithin ergibt sich eine recht erheblich große Biegungsspannung von

$$k_b = \frac{M}{W} = \frac{160}{0{,}121} \sim 1320\ \mathrm{kg/cm^2}.$$

V. Der Rumpf.

Der Rumpf dient zur Befestigung der Tragflächen, der Steuervorrichtungen, des Motors, des Führersitzes und zur Anbringung der Versteifungen, die die Herstellung eines räumlichen formänderungssicheren Fachwerkes bezwecken.

In der älteren Bauweise wird er durch eine steife Trägerkonstruktion gebildet, die in Gestalt von zwei von vorn nach rückwärts laufenden fachwerksartigen Trägern besteht, deren Gurtungen verstrebt sind; diese Fachwerksträger laufen entweder parallel oder nach hinten zusammen.

Bei Eindeckern war für diese Rumpfkonstruktion die von Blériot vorbildlich.

Gurtungen und Diagonalstäbe sind unter Verwendung von Stahldrahtbügeln und Schraubenbolzen aus Holzprofilen oder aus autogen geschweißten Stahlrohren zusammengesetzt, die Diagonalverstrebungen zumeist aus hochwertigem Stahldraht. Holz ist leichter, aber teurer als Stahlrohr.

Die offene Bauart des Gitterrumpfes hat einen großen Luftwiderstand und wird besser durch einen Hohlkörper, wie er bei den Rennautomobilen zur Anwendung kam, ersetzt. In neuester Zeit wird durch geeignete Linienführung in Anlehnung an die Stromliniengestalt die Herabminderung des Luftwiderstandes erzielt. Die bootsähnliche Gestaltung des vorderen Teils, der die Sitze enthält, wurde zuerst mit Vorteil von Levavasseur bei der Antoinette-Flugmaschine geschaffen; heute wird nicht nur beim Eindecker, sondern auch beim Zweidecker diese zweckmäßige Formgebung des vorderen Rumpfteiles gewählt. Das Streben nach Verringerung des schädlichen Luftwiderstandes führte dann zu vollständig geschlossenen Hohlkörpern, die, torpedoartig geformt, vielen modernen Rumpfkonstruktionen eigen sind.

Zum Bau dieser Hohlkörper, äußerlich von Stromliniengestalt, wurde nicht nur Holz (Tatin-Paulhan, Coanda, Kühlstein-Torpedoeindecker, Deutsche Flugzeugwerke), sondern auch Stahl- oder Aluminiumblech (Morane-Saulnier) verwendet, auch hydraulisch komprimierte Papiermasse wurde versucht.

Der Holzhohlkörper wird aus einer Reihe von Querschnitten gebildet, die in Sechseck- oder Kreisform angeordnet sind, sich gegen das



Abb. 112.

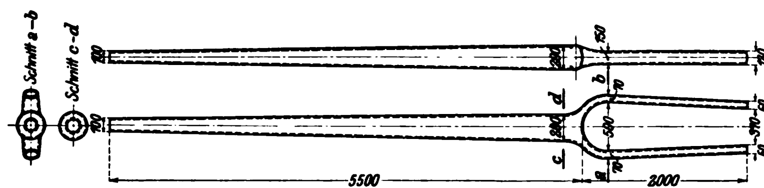


Abb. 113.

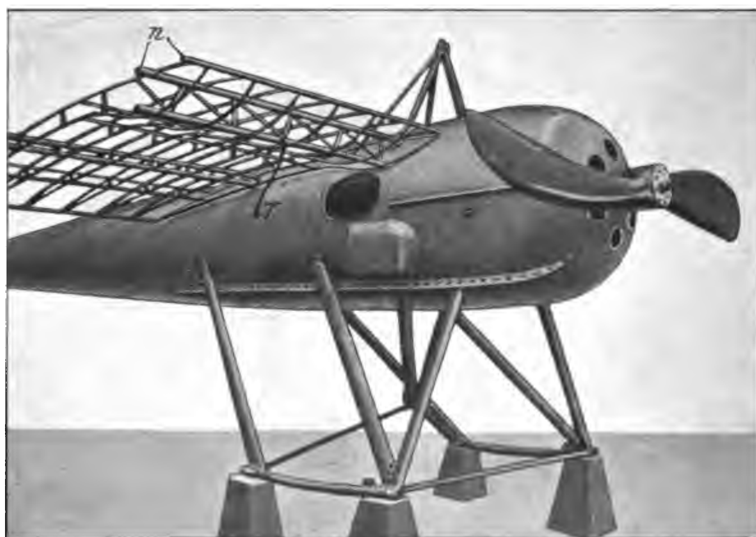


Abb. 114.

Ende verjüngen und durch Längsträger verbunden sind. Außen ist die Stoffverkleidung angebracht.

In einzelnen Fällen stellt sich der Tragkörper als Mannesmannrohr (Santos Dumont, Erstlingskonstruktion von Dorner) dar, an welchem vorn die Tragflächen und hinten die Steuerflächen befestigt sind; auch eine kräftige von vorn nach hinten durchlaufende Bambusstange wie bei *Grade* kann den Rumpf bilden. Luftreibung, Stirnwiderstand sind bei erhöhter Widerstandsfähigkeit geringer wie bei brückenartiger Gestaltung des Rumpfes.



Abb. 115.

Der Teil des Rumpfes, der den Motor und Führersitz aufzunehmen hat, ist besonders kräftig zu halten. Die Gestaltung des Rumpfes hängt wesentlich von der Lage der Schraube ab. Es empfiehlt sich die Konstruktion vor Inbetriebstellung einer Belastungsprobe zu unterwerfen.

Bei der Ausgestaltung des Rumpfes, die von der größten Sorgfalt in bezug auf Widerstandsfähigkeit geleitet sein muß, beachte man, daß Erschütterungen ohne wesentliche Formänderungen vertragen werden und daß den gelegentlich auftretenden tordierenden Kräften genügend Widerstand geleistet wird. Diese Eigenschaften müssen bei möglichst geringem Gewichte erstrebt werden.

Die Verspannung zwischen Rumpf einerseits, Trag- und Steuerflächen anderseits geschieht durch Klavierdraht, zu dessen Anspannung die früher angeführten Schrauben-Schloß-Konstruktionen verwendet werden.

Auf der Abb. 95a links ist das Traggerippe des bootsförmigen Rumpfes vom Albatrosdoppeldecker zu sehen; die brückenartige Gitterkonstruktion des Blériotrumpfes in Abb. 112; die für einfache Verbindung der Trag- und Steuerflächen bei Eindeckern geeignete, aus Stahlblech hohl gepreßte Rumpfkonstruktion in Abb. 113 zeichnet sich durch geringes Gewicht, ungefähr 30 kg schwer, bei großer Festigkeit aus.

Der aus Stahlblech geschweißte Hohlkörper R in Abb. 114 war im Pariser Salon 1911 zu sehen; die eigenartige Tragflächenkonstruktiou T ganz aus gebogenem Stahlrohr gebildet, mit den Stahlholmen n, ist gleichfalls im Bilde zu beobachten; diese Rumpfkonstruktion rührt von Morane-Saulnier her. Die geschlossene Bauweise mit Öffnungen für Führer- und Mitfahrersitz beobachtet man in den Abbildungen im Abschnitt X.

Vorn wird der Rumpf zumeist durch eine Haube abgeschlossen, welche den Motor verdeckt, wie in Abb. 115 beim bootsförmigen Rumpf des Breguet-Doppeldeckers zu beobachten ist.

VI. Der Abflug (Startmethode).

Der Lösung des Flugproblems hat insbesondere die Art, in welcher der Aufflug vorzunehmen wäre, lange Zeit die größten Schwierigkeiten entgegengesetzt.

Prof. Langley versuchte im Jahre 1903 mit der von ihm konstruierten Flugmaschine, sich von der Wasseroberfläche in die Luft zu erheben; es schien diese Art des Auffliegens weniger gefährlich. Dieser Abflugmethode hat man in neuester Zeit wiederum mehr Aufmerksamkeit gewidmet.

Der Abflug von Deck der Dampfschiffe verdient vom kriegstechnischen Standpunkte umsomehr Interesse, als es vor kurzem Flugzeugen gelungen ist, an Bord eines Dampfers glatt zu landen und von diesem auch abzufliegen.

Es ist auch heute hinlänglich bekannt, daß den Wasserflugzeugen seitens der Marineverwaltung große Beachtung geschenkt wird. Hier handelt es sich darum, das Flugzeug mit einem Anlaufgestell zu versehen, welches einen leichten Abflug auf dem Wasser und eine bequemes Aufsetzen sowohl auf dem Wasser als auch auf dem Lande zuläßt.

Die Wrightsche Abflugsmethode, obwohl sie der Geschichte angehört, mag hier wegen ihrer Ursprünglichkeit angeführt werden. Sie verwendete ein 500 kg schweres Fallgewicht, das durch ein Seilkabel mit dem vorderen Teil der Maschine in Verbindung stand und aus 5 m Höhe von einem Fallbock abstürzen gelassen wurde; dadurch wurde der Apparat, der mit einer Rolle auf einer 20 m langen hölzernen Bodenschiene spurte, mit großer Beschleunigung nach vorwärts abgeschossen. Das Fallgewicht ersetzte so einen Motor, dessen Leistung wie folgt berechnet werden könnte.

Nimmt man an, daß Wright zur Erreichung der Aufflugsgeschwindigkeit ohne Zuhilfenahme des Fallgewichts mindestens eine 30 m lange Anlaufsstrecke benötigte und bei Verwendung des Hilfsgewichtes diese auf 20 m verkürzt werden konnte, so ist im ersten Falle bei der T Sekunden währenden Bewegung längs der Schiene an Energie

auf die mit v m/sec auffliegende Maschine von der Motorleistung L übertragen worden

$$\frac{m}{2} v^2 = L \cdot T. \qquad (1)$$

Mit dem Fallgewichte wird die gleiche Geschwindigkeit in der kürzeren Zeit erreicht werden,

$$\frac{m}{2} v^2 = (L + L_1) \cdot t, \qquad (2)$$

wenn L_1 die vom Fallgewichte abgegebene Leistung bedeutet. Bei gleichförmig beschleunigter Anlaufperiode wird
ohne Gewicht

$$s_1 = 30 = \frac{v}{2} T,$$

mit Gewicht

$$s_2 = 20 = \frac{v}{2} t$$

sein,

$$\frac{s_1}{s_2} = \frac{3}{2} = \frac{T}{t},$$

und durch Gleichsetzung der Beziehungen (1) und (2)

$$L \cdot T = L \cdot t + L_1 \cdot t,$$

bzw.

$$L \cdot \frac{3}{2} t = L t + L_1 t,$$

wird $L_1 = \frac{L}{2}$.

Das Fallgewicht dient als Hilfsmotor, dessen Leistung unter den gemachten Voraussetzungen gleichkommt der halben Leistung des in die Flugmaschine eingebauten Motors.

A. Die Abflugvorrichtung.

Zum Unterschiede von anderen Flugzeugen, z. B. den Schraubenflugzeugen, die sich von einem Punkte der Erdoberfläche vertikal in die Luft erheben können, ist es dem Drachenflugzeug nur möglich, nach einer gewissen, längs des Erdbodens zurückgelegten Anlaufstrecke den Erdboden zu verlassen.

Zu diesem Zwecke ist jedes moderne Flugzeug mit einem Fahrgestell ausgerüstet, das 2 oder 4 Laufräder mit starker Gummibereifung trägt.

Um Hindernisse am Erdboden leicht nehmen zu können, Erschütterungen, die durch Unebenheiten des Bodens hervorgerufen werden, aufzunehmen, ohne den Flugzeugkörper selbst dadurch zu beanspruchen, ist eine sorgfältige Abfederung durch Stahlspiralen, Blattfedern, Gummibänder oder Gummi- oder Lederplatten vorgesehen. Zumeist ist das Fahrgestell mit Landungskufen vereinigt, die eine kurze Auslaufstrecke beim Landen bezwecken.

Die wichtigste Anforderung, der ein brauchbares, gut durchkonstruiertes Fahrgestell, abgesehen von den statischen Bedingungen zur Aufnahme von Zug- und Druckkräften zu genügen hat, ist in der elastischen Abfederung und in der Ausrüstung mit hohen, breit bereiften Laufrädern von großer Spurweite zu suchen. Große Spurweite der Laufräder schützt die Tragflächen vor Beschädigung, wenn das Flugzeug beim Übersetzen eines Hindernisses sich zur Seite neigt und Gefahr läuft, mit den Tragflächen den Boden zu berühren. Konstruktiv läßt sich die größere Spurweite beim Eindecker schwieriger erreichen. Die Zahl der Laufräder ist verschieden, bald vorn 2 größere und hinten 2 kleinere, oder nur vorn 2 oder 4 große; auch der Anordnung mit einem großen vorderen und zwei rückwärtigen kleineren Laufrädern begegnet man; bei manchen Typen, wie dem Etrichapparat älterer Konstruktion, tragen auch die Enden der Tragflächen kleine Laufräder, um deren Beschädigung beim Landen zu verhüten.

B. Verlauf der Abflugperiode.

Für die Abflugperiode spielen die augenblicklich herrschenden Windverhältnisse eine wichtige Rolle; der Führer muß über die Windrichtung orientiert sein, die Maschine wird, wenn es die Umstände erlauben, stets gegen Wind aufgestellt. Der Vorgang beim Auffluge verläuft etwa so: Der Lenker nimmt auf seinem Sitze Platz, stellt den Motor auf „Touren" durch Regulierung des Gasgemisches, so daß die Luftschraube ihren vollen Vorschub entwickelt. Die bisher festgehaltene Maschine läuft nun unter dem Einflusse der Schraubenzugkraft mit einer von Wind und Unebenheiten des Bodens abhängigen Beschleunigung an, so lange, bis das Flugzeug infolge der vom Luftwiderstande erzeugten Hebekraft den Boden verläßt.

Das Höhensteuer wird zu Beginn der Anlaufstrecke auf Heben des Schwanzes gestellt, die Maschine läuft auf den vorderen Laufrädern an, dann wird es in die indifferente Lage gebracht, um gegen Ende der Anlaufstrecke auf „Höhe" eingestellt zu werden.

Ist die der Anlaufsgeschwindigkeit v entsprechende Hebekomponente W_y, so wird als Bodendruck

$$G - W_y$$

und als rollende Reibung $(G - W_y) \cdot \frac{\mu}{p'}$ sich ergeben, wenn μ die Reibungsziffer der rollenden Reibung in cm und p' der Abstand der Schraubenkraft vom Stützpunkt des Laufrades bedeuten.

Ist in diesem Augenblicke der Bewegungswiderstand ΣW_x zu überwinden, so muß die Schraube an Vorschub aufwenden:

$$\Sigma W_x + (G - W_y) \cdot \frac{\mu}{p'},$$

und falls P' die größtmögliche Zugkraft der Schraube darstellt, dann ist der Kraftüberschuß oder die beschleunigende Kraft

$$P' - \left[\Sigma W_x + (G - W_y) \frac{\mu}{p'}\right].$$

Zu Beginn des Anlaufes ist

$$\Sigma W_x = 0, \; W_y = 0,$$

so daß ein großer Betrag

$$P_a = P' - G \cdot \frac{\mu}{p'}$$

beschleunigend wirkt. In dem Maße wie das Flugzeug an Geschwindigkeit zunimmt, wird ΣW_x wachsen, der Betrag an Reibung im Abnehmen begriffen sein, so daß am Ende der Anlaufperiode bei der Auffluggeschwindigkeit v der Kraftüberschuß den Wert hat

$$P_e = P' - \Sigma W_x.$$

Es sei beispielsweise

$$G = 460 \text{ kg}, \; \mu = 0{,}05 \text{ cm}, \; P' = 130 \text{ kg}, \; p' = 1{,}6 \text{ m}$$

für den Horizontalflug sei

$$P = \Sigma W_x = 90 \text{ kg},$$

dann wird

$$P_a = 130 - 420 \cdot \frac{0{,}05}{169} = 130 \text{ kg},$$

denn der Einfluß der rollenden Reibung ist verschwindend gering; während

$$P_e = 130 - 90 = 40 \text{ kg}$$

groß ist.

Nimmt man an, daß die Anlaufstrecke gleichförmig beschleunigt unter dem Einflusse einer konstanten Kraft

$$P_m = \frac{P_a + P_e}{2} = \frac{130 + 40}{2} \sim 85 \text{ kg}$$

durchlaufen wird, so ist nach dem Gesetz von der Erhaltung der Energie

$$P_m \cdot s = \frac{G}{g}\frac{v^2}{2};$$

für

$$v = 14 \text{ m/sec}$$

erhält man die Anlaufstrecke

$$s = \frac{G \cdot v^2}{2\,g \cdot P_m} \sim \frac{420 \cdot 196}{20 \cdot 85} \sim 50 \text{ m}.$$

Ein Wert, der als Mittelwert den praktisch beobachteten Werten recht gut entspricht, wenn auch der Verfasser Gelegenheit gehabt hat, Anlaufstrecken von 40 m und darunter zu beobachten.

Im Wettbewerbe um den kürzesten Anlauf siegten in der Johannisthaler Flugwoche Oktober 1912 der Albatros-Zweidecker mit 51 m und der Harlan-Eindecker mit 97,7 m, wobei 200 kg Nutzlast und 1 kg Betriebsstoff für jede effektive Pferdestärke des Motors zu heben waren.

Die Zweidecker haben im allgemeinen den Vorzug einer kleineren Anlaufstrecke infolge der größeren Tragfläche.

C. Konstruktive Ergebnisse.

Es wurde vorhin darauf hingewiesen, daß beim Beginne des Anlaufes der Schwanz des Flugzeugs gehoben wird, als wollte man zur Tiefe fliegen; je nachdem nun die Schwanzflosse stark oder kaum belastet ist, sind die Laufräder weit oder in geringer Entfernung von der Schwerpunktsachse vorzubauen. Niemals darf die Laufradachse etwa unterhalb der Schwerachse oder sogar hinter ihr, in der Flugrichtung gesehen, angeordnet sein.

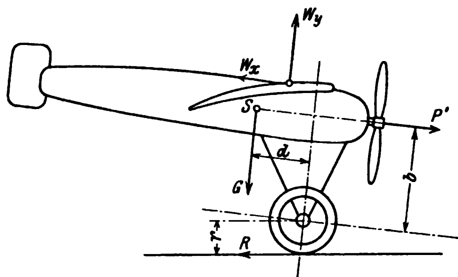


Abb. 116.

Die maßgebenden Verhältnisse lassen sich an der Hand der Abb. 116 leicht übersehen.

Läuft das Flugzeug unter Einwirkung der größten Zugkraft, so wird unter Außerachtlassung des Luftwiderstandes und Berücksichtigung der Bodenreibung $R = G\mu$ das Gleichgewicht in bezug auf den Stützpunkt des Laufrades vom Halbmesser gegeben sein durch die Beziehung:

$$G d + G\mu = P' (b + r) \qquad (1)$$

Die Luftwiderstandskomponenten W_x und W_y sind zu Beginn der Anlaufperiode nicht in Betracht zu ziehen.

Das Drehmoment auf der rechten Seite der Gleichung sucht eine Kippbewegung im Sinne des Uhrzeigers einzuleiten und wird daran durch das Gewichtsmoment und das Moment der Reibung gehindert.

Sobald keine Reibung am Boden vorhanden ist, ist die Gefahr des Kippens nach vorn umso größer; je kleiner der Abstand d der vertikalen Schwerlinie von der Vertikalen durch den Achsenmittelpunkt M, desto leichter wird der Schwanz hochgehen und die Kippgefahr vergrößern. Praktisch wird der Abstand d kleiner gewählt, als er sich aus der Beziehung (1) ergibt, um die mit einer geringen Schwanzbelastung verbundenen Vorteile eines ruhigen und sicheren Anlaufs mit in Kauf zu nehmen.

VII. Das Landen.

Besonders gefahrvoll für Führer und Flugzeug ist der Augenblick der Landung; man hat dabei 2 Phasen zu unterscheiden:

1. den Augenblick, in welchem das Flugzeug den Boden berührt und seinen Stützpunkt in der Luft mit dem am Boden vertauscht;

2. die Vernichtung der Bewegungsenergie, die das Flugzeug beim Berühren mit der festen Erdoberfläche noch besitzt.

Wird vorläufig von der Luftbewegung an der Erdoberfläche abgesehen, so sind beim Landen am Flugzeug die Kräfte wirksam:

a) im Schwerpunkte das Gewicht G; b) der schädliche Widerstand W_x', dessen Angriffspunkt ungefähr im Druckmittelpunkt geschätzt werden kann; c) der Widerstand der rollenden Reibung R zwischen Laufrad und Erdboden bzw. die gleitende Reibung zwischen Landungskufe und Erde, so daß

$$R = \mu \frac{G}{p'} \text{ bzw. } R = G \cdot \mu,$$

wenn μ die Reibungsziffer für rollende bzw. für gleitende Reibung bedeutet und p' die gleiche Bedeutung wie auf S. 186 hat.

Hinzu kommt noch d) die Trägheit der Flugmasse, deren Maß sich in der Bewegungsenergie $\frac{G \cdot v^2}{2g}$ ausdrückt, wenn v die Landungsgeschwindigkeit ist.

Landet man mit Wind im Rücken von der Geschwindigkeit v_w, dann ist die Bewegungsenergie

$$\frac{G \cdot (v + v_w)^2}{2g},$$

während bei Gegenwind sie sich vermindert auf

$$\frac{G \cdot (v - v_w)^2}{2g}.$$

Rückenwind ist daher für die Landung gefährlich, und es ist ratsam, dann vor der Landung eine halbe Drehung zu machen, um den Wind von vorn zu erhalten.

Ist Seitenwind von der Geschwindigkeit v_s (Abb. 117) bei der Landung vorhanden, dann tritt noch als weitere Kraft der seitliche

Luftwiderstand im Schwerpunkt S angreifend hinzu. Die der seitlichen Windgeschwindigkeit v_s entsprechende Komponente in der Flugrichtung sei v_s', die dazu senkrechte v_s''; v_s' und die Eigengeschwindigkeit v des Flugzeugs addieren sich zu V, die mit v_s'' zusammengesetzt eine schief zur Längsachse des Flugzeugs wirksame Resultierende gibt, die das Landungsgestell ungünstig beansprucht. Die Anordnung von Laufrädern, die nach allen Seiten einstellbar gelagert sind, soll eine leichte Einstellung des Flugzeugs in die Windrichtung ermöglichen; diese Konstruktion ist von den meisten verlassen worden, weil die Erfahrung gezeigt hat, daß es einem geschickten Führer nicht schwer fällt, sich vor der Landung in die Windrichtung einzustellen. Die dabei zu treffenden Beobachtungen wurden früher bereits erörtert.

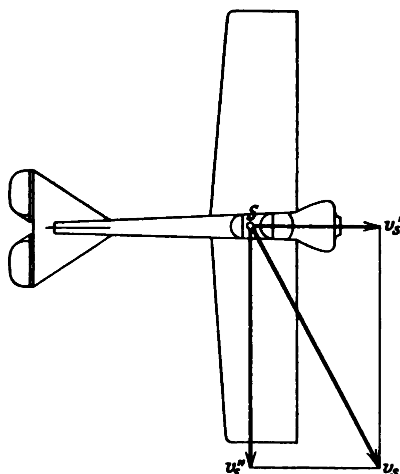


Abb. 117.

A. Die Landungsgeschwindigkeit.

Wird die Landungsgeschwindigkeit v in zwei Komponenten, in die horizontale v_x und in die vertikale v_y zerlegt, so führt letztere einen Landungsstoß herbei, der unvorgesehen große Beanspruchungen im Gestell hervorbringen kann. Wählt man z. B. v = 14,6 m/sec, und wird eine Neigung von 10° der Längsachse mit dem horizontal gedachten Boden beim Landen vorausgesetzt, so wird $v_x = v \cdot \cos 10^0 = 14{,}4$ m/sec und $v_y = v \cdot \sin \cdot 10^0 = 2{,}54$ m/sec.

Dieser Vertikalgeschwindigkeit entspricht eine Fallhöhe

$$h = \frac{v_y^2}{2 \cdot g} \sim 0{,}322\,\text{m}.$$

Beträgt das Gewicht 480 kg, so ist die kinetische Energie des Flugzeugs infolge der vertikalen Geschwindigkeit

$$E \cdot = \frac{m}{2} \cdot v_y^2 = Gh = 155 \text{ m kg}.$$

Durch geschickte Handhabung des Höhensteuers kann dieser erhebliche Betrag an Arbeitsfähigkeit wesentliche Verminderung er-

fahren, indem der Lenker versucht, sich möglichst tangential dem Boden zu nähern.

Beobachtet man die vom Dache eines Hauses nach der Straße fliegende Taube, so kann man hier den gleichen Vorgang bemerken; unmittelbar über dem Boden werden von ihr einige Flügelschläge getan, als wollte sie sich in die Höhe begeben, die Geschwindigkeit wird durch Hebungsarbeit vernichtet. Wer Gelegenheit gehabt hat, den Flügen Orville Wrights auf dem Tempelhofer Felde im Jahre 1909 beizuwohnen, der konnte auch sehen, daß von ihm die Handhabung des Höhensteuers zu ähnlichem Zwecke vorgenommen wurde.

B. Der Landungsstoß

wird bei den verschiedenen Konstruktionen in mannigfaltiger Weise aufzunehmen versucht.

1. Durch kräftige Abfederung des Gestells; manche Konstrukteure verwenden eine besondere Aufhängung des Fahrgestells, wie sie z. B. Breguet angab (Abb. 118). Die Anlaufräder B des Gestells sind an einem Pumpenzylinder A montiert, in dessen Kolben C die hohle Kolbenstange D befestigt ist, die mit dem Fahrgestell E verbunden wird. Der Zylinder ist mit einer Bremsflüssigkeit, Glyzerin, Öl, Luft, gefüllt, die durch den Landungsstoß zusammengedrückt wird, um durch kleine Bohrungen a über den Kolben treten zu können; die Bremsenergie wird so in Geschwindigkeitsenergie der Flüssigkeitsteilchen umgesetzt.

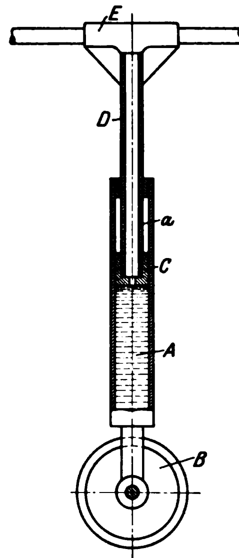


Abb. 118.

Bei Grade, Antoinette, wurde früher der Landungsstoß durch komprimierte Luft aufgenommen. Häufig sind diese Vorrichtungen heute fallen gelassen worden, weil sie sich durch eine größere Geschicklichkeit des Lenkers und größere Vertrautheit mit dem Apparate als überflüssig erwiesen haben; immerhin erreicht man durch die Formänderung des Stoßfängers ein sanfteres Landen bei geringerer Beanspruchung des Rumpfes.

2. Durch rollende Reibung der Laufräder und gleitende Reibung der Schlittenkufen wird gleichfalls der Betrag an Landungsenergie herabgesetzt.

3. Durch den Luftwiderstand, der in erhöhtem Maße entsteht, wenn im Augenblicke der Landung die Tragfläche unter größerer Neigung eingestellt wird (bis etwa 20°). Solche Flugzeuge benötigen zum Landen keine Kufen; sie senken beim Landen den rückwärtigen Teil ihres Rumpfes, so daß sich die Tragflächen unter größter Neigung einstellen; als Stützpunkt für diese Lage dient ein hinten angebrachter kräftiger Sporn oder ein kleines Stützrad. Curtis verwendet Widerhaken, die, durch Federn betätigt, im Augenblicke der Landung sich in das Erdreich eingraben und durch den großen Betrag an Reibung auch den Betrag an Auslaufenergie

$$\frac{G \cdot v_x^2}{g \cdot 2}$$

rasch vernichten; in unserem früheren Beispiele stellt sich für $v_x = 14{,}4$ m/sec der Betrag auf

$$\frac{480 \cdot 14{,}4^2}{20} \sim 5100 \text{ mkg.}$$

Dieser beträchtliche Energiebetrag muß durch rasch und sicher auftretende Bremswirkung aufgezehrt werden, wenn die Auslaufstrecke nicht zu groß und die Gefahr des Zusammenstoßes mit Hindernissen am Landungsplatze beseitigt werden soll.

Die Albatroswerke haben doppelarmige Bremshebel an den Kufen angebracht, die im Augenblicke der Landung sich mit dem vorderen Ende in die Erde eingraben; eine ähnliche Bremsvorrichtung ist beim Wrightflugzeug in Abschn. X zu sehen.

Die Anbringung von kräftigen Holzspornen, wie sie schon bei Antoinette zur Anwendung kamen, in Verbindung mit einem reinen Laufradfahrgestell, besitzt den Mangel, daß das Laufrad bei Landung auf unebenem Boden im Auslauf verhindert sein kann und als Kufengestell dann zur Wirkung kommt, wofür es jedoch nicht gebaut ist; ein Umstürzen kann dann leicht eintreten.

Sind Kufen angeordnet in Verbindung mit Fahrgestell, wie es sich seit Farman als vorteilhafteste Konstruktion ergeben hat, so sind lange und am vorderen Ende weit zurückgebogene Kufen vorzuziehen; dient die Kufe nur zum Schutze der Schraube, wenn das Flugzeug sich auf den Kopf zu stellen sucht, so wird häufig nur eine Kufe verwendet, sonst 2 oder manchmal 4, von denen je zwei sehr nahe aneinander liegen und ein Laufrad zwischen sich aufnehmen.

Bei manchen Konstruktionen sieht man das Laufrad ein wenig unterhalb der Kufen angeordnet, und zwar letztere außerordentlich elastisch aufgehängt, so daß der geringste Stoß die Kufe auf dem Boden schleifen läßt. Bei anderen wiederum ist die Kufe schwingend ange-

bracht; beim Berühren des Laufrades am Boden, bringt die Reaktion der Stoßkraft die Kufe zum Gleiten; letztere ist dann als doppelarmiger Hebel mit dem Drehpunkt in 0 zu betrachten; eine kräftige Feder oder dgl. dämpft diese Schwingung der Kufe, so daß die Kufe unmittel bar nach dem Auftreffen des Rades auf dem Boden zu sitzen kommt.

Ein kräftigeres Anziehen der Feder läßt die Bodenreibung in ge wissen Grenzen veränderlich machen. Das Kufengestell hat den bereits erwähnten Vorteil eines kurzen Auslaufs; seine plötzliche starke Bremswirkung ruft jedoch Stöße im Gestell hervor, auch findet bei dieser Anordnung häufig genug ein Nachvornkippen des Flugzeugs statt.

Es soll hier noch die Bemerkung Platz finden, daß bei solchen Flugzeugen, die wie bei Voisin vertikale Wände zwischen die Tragflächen eingebaut erhalten, die Landung leicht durch Drehung dieser Zellenwände um 90^0 bewerkstelligt werden könnte, indem der vermehrte Luftwiderstand des Flugzeugs eine rasche Herabminderung der Landungsenergie herbeiführt.

Auch bei Einflächnern könnte man am hinteren Teile des Rumpfes solche Widerstandsflächen, die im Falle der Landung betätigt werden, anbringen.

Im nachfolgenden Rechenbeispiel soll untersucht werden, von welchem Größenverhältnisse die bei der Landung durch die Stöße auftretenden Beanspruchungen des Flugzeugs sind. Offenbar wird durch die in wenigen Sekunden auftretende große Verzögerung der Flugzeugmasse eine umso größere zusätzliche Belastung durch Trägheitskräfte hervorgerufen, je weniger sorgfältig die Abfederung des Landungsgestelles ist.

Das Flugzeug hat vor der Landung (Abb. 122) die zum Gelände unter dem Winkel γ geneigte Geschwindigkeit v', so daß die vertikale Geschwindigkeit $v' \cdot \sin\gamma$ bzw. die ihr entsprechende Energie $\frac{m}{2}(v' \cdot \sin\gamma)^2$ zu vernichten ist. Dieser Betrag wird durch die Stoßkraft S auf dem Bremswege s aufgezehrt.

$$S.\,s. = \frac{m}{2} \cdot v'^2 \cdot \sin^2\gamma; \; S = \frac{G}{2g} \cdot \frac{v'^2}{s} \sin^2\gamma.$$

Für $v' = 20$ m/sec, $\gamma = 10^0$, $s = 20$ cm, stellt sich

$$S = 3{,}1\ G.$$

Die Zusatzbelastung steigt im Augenblicke der Landung auf das 3,1 fache des Gewichtes und wird bei steilerer Landung, also größerem γ noch erheblich größere Werte annehmen können. Aus dieser Betrachtung erhellt der große Wert einer flachen Bahn vor der

Landung und die notwendige Geschicklichkeit des Führers die wenig geneigte Flugbahn durch geeignete Maßnahmen erzeugen zu können.

Vielfach verzichten Eindecker auf eine besondere Abfederung; sie besteht nur in der Formänderungsfähigkeit der Beaufschlagung der Fahrräder, die auf etwa $s = 2$ cm geschätzt werden darf; dann wird für $v = 15$ m/sec und einer flachen Neigung $\gamma = 5^0$

$$S = 4{,}3\ G.$$

Die Belastung steigt nur um verhältnismäßig weniges; man lernt daraus, daß es für den geschickten Führer sehr ratsam ist die Bahn vor der Landung stark abzuflachen, die Verzögerung in der Luft zu erzeugen, weil dadurch der Mangel einer schlechten Abfederung wettgemacht wird.

C. Der Gleitflug.

Die derzeit angewendeten Fluggeschwindigkeiten sind sehr bedeutend und bedingen beim Landen große Energiebeträge, die in kürzester Zeit aufgezehrt werden müssen. Die Folge davon ist die mit dem „harten Landen" fast stets verbundene Zertrümmerung des Apparates oder eines wesentlichen Teiles davon.

Um Zerstörungen zu vermeiden, oder um Sturzgefahren infolge Versagens einzelner wichtiger Organe, wie Steuerteile, Motor usw., aus dem Wege zu gehen, ist der Führer gar häufig gezwungen, im Gleitfluge bei großer Geschwindigkeit zur Erde zu gehen; das Motorflugzeug wird bei abgestelltem Motor zu einem Gleitflugzeug. Absichtlich wird der Gleitflug eingeleitet, um ein sanftes Landen zu ermöglichen; er soll in 50—60 m Mindesthöhe über der Erde, besser aber über dieser untersten Grenze beginnen. Geringe Flughöhen schließen den Gleitflug aus oder verursachen gefährliche Situationen für Führer und Maschine. Die erreichbaren Flugbahnneigungen — man nennt die Neigung der Bahnlinie mit der Horizontalen den „Gleitwinkel γ" des Flugzeugs — sind etwa 8—13 ^{0}, Ferber hat z. B. bei seinem Flugzeug aus photographischen Aufnahmen der Flugbahn 13^0 ermittelt; man muß anstreben, den Gleitwinkel so gering wie möglich zu erhalten.

Läßt sich der Lenker von einem höher gelegenen Punkte zu einem tieferen in einer schiefen Bahn nur unter Einwirkung der Schwerkraft und des Luftwiderstandes herabgleiten, d. h. führt er einen Gleitflug aus, so hat er bei „h" m über der Erdoberfläche genügend Raum zur Verfügung, in einem Umkreise vom Radius

$$r = h \cdot \operatorname{cotg} \gamma$$

einen geeigneten Landungsplatz zu suchen.

Für h = 1000 m und $\gamma = 10^0$ gibt dies einen Landungskreis vom Radius

$$1000 \cdot \text{cotg} \cdot 10^0 = 5670 \text{ m}$$

(Abb. 119.)

Auf einem Umkreise von mehr als 11 km Durchmesser kann der Lenker seinen Landungsort ausfindig machen.

Vielleicht ist von Interesse, was Ing. Grade gelegentlich eines Vortrags in Frankenhausen über Ausführung des Gleitfluges sagt:

„Selbst wenn der Motor die Schraube nicht mehr drehen würde, kann nichts geschehen, weil man im Gleitfluge heruntergehen kann.

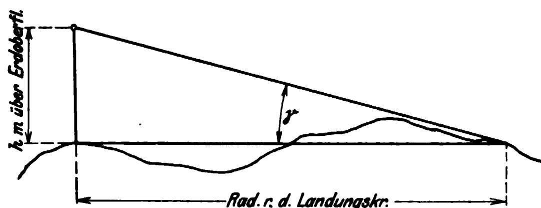


Abb. 119.

Gerade die hohe Position, der Überblick vom hohen Standpunkte sichert den Gleitflug. Der Gleitflug ist überhaupt das Verlockendste beim Fliegen. Ich nehme an, ich befinde mich 100 bis 300 m hoch, sehe den Platz, eine geeignete Landungsstelle in einiger Entfernung, die ich erreichen kann; ich stelle den Motor ab, es verstummt plötzlich das Brummen des Motors — lautlose Stille —, deutlich hört man das Zischen der Spanndrähte und das Durchrauschen des Windes unter den Tragflächen, Töne, die man sonst nicht hört. Natürlich darf man jetzt kein Höhensteuer geben. Der Flug soll ein Gleitflug, kein Sturz sein. Sturzflüge sind zu verurteilen. Dagegen ist der Gleitflug nicht oft genug zu üben, weil er den Flieger im letzten Augenblick vor jeder Gefahr zu retten vermag. Die Neigung der Bahn betrage etwa 1 : 6 bis 1 : 10 bis 1 : 15. Man kann von 100 m Höhe noch etwa $1\frac{1}{2}$ km fliegen. Die Landung erfordert die größte Aufmerksamkeit und Geschicklichkeit des Fliegers. Wenn er aus großer Höhe herunterkommt, geht ihm das Gefühl für die Entfernung ab. Er weiß nicht, ob er 10, 20 oder nur 2 m vom Boden entfernt ist, da der Blick voraus gerichtet ist. Der Apparat darf nicht aufstoßen; er muß deshalb horizontal geleitet werden und noch eine kurze Strecke gleiten und sanft aufsetzen.“

1. Die Flugbahn des Gleitfluges.

Jeder im Horizontalfluge befindliche Drachenflieger befindet sich bei stillstehendem Motor in ähnlichen Verhältnissen wie die im Beispiel Seite 12 angeführte Platte.

Die Geschwindigkeit v_x im Punkte a beim Beginne des Gleitfalles (Abb. 120) nimmt infolge des zu überwindenden Widerstandes stetig ab, die Hebekomponente W_y wird kleiner, die Sinkgeschwindigkeit v'_s nimmt zu bis zum Bahnpunkt b, in welchem die Eigengeschwindigkeit des Flugzeugs durch den Bewegungswiderstand vollständig aufgezehrt ist und nur das Eigengewicht als wirksame Kraft übrig bleibt.

Während ein Körper unter dem Einflusse von v_x und der Fallbeschleunigung im luftleer gedachten Raum eine Parabel zurücklegt,

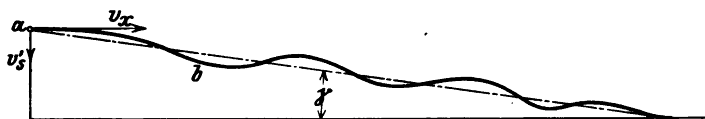


Abb. 120.

deren Scheitel im höchsten Punkte über der Erdoberfläche sich befindet, wird unter Berücksichtigung eines veränderlichen Luftwiderstandes eine parabolisch gekrümmte Kurve entstehen, die um so flacher verläuft, je größer die Horizontalgeschwindigkeit v_x, je kleiner der horizontale Bewegungswiderstand und je größer die Hebekomponente ist.

Ist die Bedingung der Längsstabilität zufriedenstellend erfüllt,, dann verläuft die wirkliche Flugbahn in einer wellenförmigen Linie, die ihre Entstehung folgender Ursache verdankt.

Sind nach Einleiten des Gleitfluges Eigengewicht und Luftwiderstand im Gleichgewichte, was bei der „natürlichen Gleitgeschwindigkeit" des Flugzeugs erreicht wird, dann wird sich infolge der Trägheit das Flugzeug über diese Gleichgewichtslage hinaus erheben, verliert dadurch an Geschwindigkeit; um sie wieder zu erlangen, muß es jetzt fallen, woraus sich durch die Aneinanderreihung dieser Vorgänge Wellenberg und Tal in der Flugbahn ergibt. Die Schwingungsamplitude wird umso geringer sein, je stabiler das Flugzeug ist; je größer die Anfangsgeschwindigkeit, desto weniger wird die Flugbahn den Einflüssen des Seitenwindes unterworfen sein.

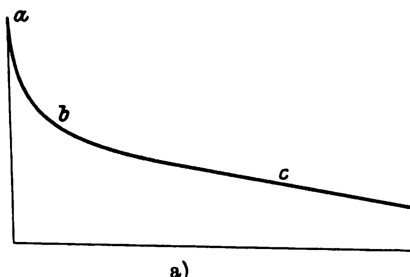
Die in Abb. 120 unter dem $\sphericalangle\gamma$ geneigte strichpunktierte Gerade deutet die ideale Flugbahn des im Gleitfluge zur Erde kommenden gut stabilisierten Flugzeugs an.

Ähnliche Verhältnisse treten beim motorlosen Gleitflugzeug ein, das ohne eigene Vorwärtsgeschwindigkeit fallen gelassen wird.

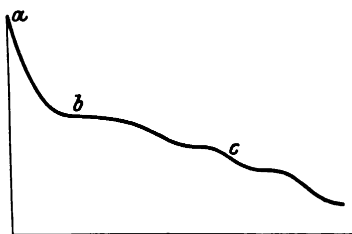
Es stürzt, wie Abb. 121 a im Falle einer sehr guten Stabilisierung zeigt, das Flugzeug vertikal herunter, bis die größte „natürliche" Geschwindigkeit in b erreicht ist, um dann unter Mitwirkung des Luftwiderstandes die geradlinige Flugbahn c gleichförmig zurückzulegen;

sind die Bedingungen der Längsstabilität weniger gut erfüllt, dann wird die wellenförmige Flugbahn c in Abb. 121 b entstehen.

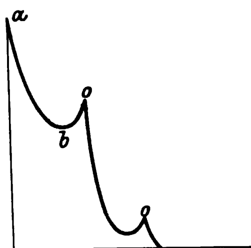
Bei mangelhafter Stabilität bewegt sich das Flugzeug rasch nach abwärts, erreicht dort bei b in Abb. 121 c seine größte Geschwindigkeit, um sich fast vertikal wieder zu erheben; hier findet infolge des starken Verlustes an Geschwindigkeit in 0 eine Umkehr der Bewegung, ein jäher Fall nach abwärts statt, bis die verloren gegangene Geschwindigkeit gewonnen ist usw.; die Flugbahn besitzt in den Punkten o Umkehrpunkte, die als Orte labiler Gleichgewichtslage aufzufassen sind.



a)



b)



c)
Abb. 121.

2. Das Kräftespiel im Gleitfluge.

Bei stillstehender Schraube sucht das Eigengewicht der Konstruktion den „freien Fall" einzuleiten, wird aber durch den Luftwiderstand daran gehindert.

In Abb. 122 beginnt bei a der Gleitfall, die Eigengeschwindigkeit v_x des Flugzeugs nimmt ab, die Sinkgeschwindigkeit v_s' zu, nach kurzer Zeit befindet sich das Flugzeug bei stark gedrosseltem Motor in der Lage A, in welcher die Luftfäden mit der relativen Geschwindigkeit v'' gegen die Sehnenebene des Tragdecks anströmen. Die Sehnenebene schließt mit dem Horizonte noch den positiven oberhalb des Horizontes befindlichen Winkel β' ein. Unter dem Einflusse des Momentes $W_y \cdot e$ wird das Flugzeug eine Rechtsdrehung erfahren, bis die Gleichgewichtslage — Luftwiderstand in Richtung des Gewichtes — erreicht ist.

Das Flugzeug pendelt über diese Gleichgewichtslage hinaus und erreicht in der Lage B unter dem Einflusse der wirksamen Kräfte den Beharrungszustand. Die Sehnenebene des Tragdecks schließt

jetzt allgemein mit dem Horizonte den Winkel $-\beta$ ein. Die Luft strömt gegen die Sehnenebene mit der Gleitfluggeschwindigkeit v′, deren Richtung mit dem Horizonte den Winkel γ bildet und keineswegs mit der Achse der Schraube zusammenfallen muß.

In Abb. 122 wird vorausgesetzt, daß der Gleitflug in einer geradlinigen Flugbahn, die als idealer Ersatz der wirklich verlaufenden wellenförmigen Bahn zu betrachten ist, mit der Geschwindigkeit v′ gleichförmig geschieht und γ als Gleitwinkel sich ergibt.

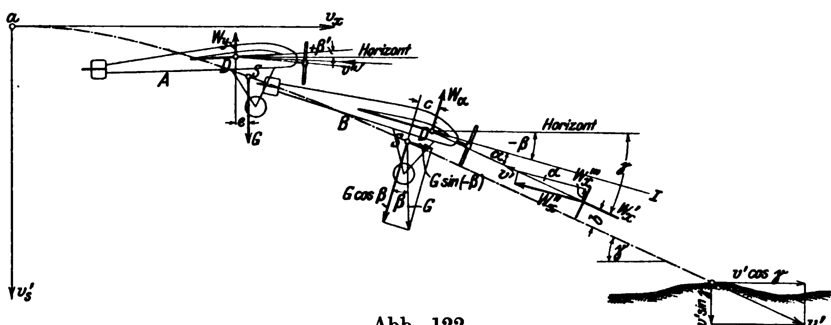


Abb. 122.

An Kräften sind vorhanden:

Das Eigengewicht G mit seinen Komponenten G sin $(-\beta)$ und G cos β in Richtung I und in der dazu senkrechten Richtung (senkrecht zur Sehne des Tragflächenprofils), der Luftwiderstand W_a, der schädliche Luftwiderstand W'_x, in bezug auf die Ersatzfläche f, bzw. seine Komponenten W_x'' und W_x'''.

Wir verwenden für die Aufstellung der statischen Gleichgewichtsbedingungen das von Loesslsche Sinusgesetz gemäß der Gleichung (IIa) Seite 9.

$$W'_x = \zeta \cdot \frac{\gamma}{g} f \cdot v'^2, \quad W''_x = W'_x \cdot \cos\alpha = \zeta \frac{\gamma}{g} f\, v'^2 \cos\alpha,$$

$$\text{bezw. } W'''_x = W'_x \cdot \sin\alpha = \zeta \frac{\gamma}{g} f\, v'^2 \sin\alpha,$$

so daß in Richtung I Gleichgewicht besteht für:

$$G \sin(-\beta) - \zeta \cdot \frac{\gamma}{g} f \cdot v'^2 \cos\alpha = 0 \qquad (1)$$

wobei β als negativer Winkel eingeführt ist, weil die Neigung der Tragdecksehne unterhalb des Horizontes fällt.

In der zu I senkrechten Richtung besteht Gleichgewicht, wenn die Bedingung erfüllt ist:

$$G \cos\beta - W_a - W'''_x = 0. \qquad (1a)$$

Wird

$$W_\alpha = \zeta' \cdot \frac{\gamma}{g} F v'^2 \sin\alpha$$

gesetzt, wenn der Einfallswinkel der Tragfläche α ist, dann hat man:

$$G \cos\beta - \zeta' \frac{\gamma}{g} F v'^2 \sin\alpha - \zeta \frac{\gamma}{g} f v'^2 \sin\alpha = 0 \qquad (2)$$

Die Momentensumme = Null ergibt

$$c \cdot \zeta' \frac{\gamma}{g} F v'^2 \sin\alpha + b \cdot \zeta \frac{\gamma}{g} f \cdot v'^2 = 0 \qquad (3)$$

wenn c den Hebelarm von W_α und b den von W'_x in bezug auf den Schwerpunkt S bedeuten.

Wird durch $\zeta v'^2 \frac{\gamma}{g}$ Gleichung (3) dividiert, dann geht diese über in

$$c \frac{\zeta'}{\zeta} F \sin\alpha + b \cdot f = 0$$

oder

$$\sin\alpha = - \frac{\zeta b}{c \zeta'} \cdot \frac{f}{F} \qquad (4)$$

Der Einfallswinkel α ist unabhängig von der Gleitgeschwindigkeit v'. Der Lenker kann durch Veränderung von f, also durch Verstellung des Höhensteuers, beliebig ändern, daher spielt bei der Landung im Gleitfluge die geschickte Handhabung des Höhensteuers eine wichtige Rolle.

Durch Division der Gleichungen (1) und (2) ergibt sich

$$\operatorname{tg}\beta = - \frac{\zeta f}{\zeta' F + \zeta f} \cdot \operatorname{cotg}\alpha = - \operatorname{cotg}\alpha \frac{1}{\frac{\zeta'}{\zeta} \frac{F}{f} + 1} \qquad (5)$$

weil das Verhältnis $\frac{F}{f}$ ein vielfaches der Einheit und $\frac{\zeta'}{\zeta}$ selbst größer als die Einheit sein wird, so kann der Summand 1 im Nenner vernachlässigt werden, so daß

$$\operatorname{tg}\beta \cdot \operatorname{tg}\alpha = - \frac{\zeta}{\zeta'} \frac{f}{F} \qquad (6)$$

Setzt man aus der Abb. 122 mit Berücksichtigung des negativen Wertes von β

$$\alpha + (-\beta) = \gamma,$$

in die Gleichung (6), dann wird

$$\operatorname{tg}(\alpha - \gamma) \operatorname{tg}\alpha = - \frac{\zeta}{\zeta'} \frac{f}{F}. \qquad (7)$$

Berücksichtigt man ferner, daß man es hier mit kleinen Winkeln γ und α zu tun hat, deren Funktion durch den Bogen ersetzt werden darf, dann wird

$$(\alpha - \gamma) \cdot \alpha = - \frac{\zeta}{\zeta'} \frac{f}{F}$$

oder

$$\alpha^2 - \alpha \gamma = - \frac{\zeta}{\zeta'} \frac{f}{F}. \qquad (8)$$

Diese Gleichung setzt uns in die Lage, jenen Einfallswinkel zu berechnen, der die flachste Bahn ergibt, also den kleinsten Wert von γ zur Folge hat.

Stellt man $\frac{d\gamma}{d\alpha}$ auf und setzt den Wert 0, dann ermittelt sich aus

$$2\alpha - \alpha \frac{d\gamma}{d\alpha} - \gamma = 0$$

$$\frac{d\gamma}{d\alpha} = \frac{2\alpha - \gamma}{\alpha} = 0;$$

$$\alpha = \frac{\gamma}{2}.$$

Für die flachste Flugbahn ist der Einfallswinkel die Hälfte der Flugbahnneigung.

Mit diesem Resultate geht Gleichung (7) über in:

$$\operatorname{tg}(-\alpha) \operatorname{tg} \alpha = - \frac{\zeta}{\zeta'} \frac{f}{F}$$

$$\operatorname{tg} \alpha = \sqrt{\frac{\zeta}{\zeta'} \cdot \frac{f}{F}}.$$

Die günstigste Wirkung hängt vom Verhältnis der Quadratwurzel aus schädlicherWiderstandsfläche zurHaupttragfläche ab; je größer unter sonst gleichen Umständen das Tragflächenausmaß, desto kleiner der Gleitwinkel. Der Doppeldecker wird dem Eindecker nach dieser Richtung im allgemeinen überlegen sein. Die vorangegangene Studie, deren Resultate recht brauchbare Winke für den richtigen Bau des Drachenfliegers geben kann, gibt in den Grundzügen die von Ferber in seinem Werke „L'Aviation“ angestellten einschlägigen Untersuchungen wieder.

Auch kann nach dem Vorgange von Ferber diese durch Gleichung ausgedrückte Beziehung bei Versuchen in freier Luft benutzt werden, wenn man aus photographischen Aufnahmen der Flugbahn die Neigung ermittelt hat, um damit die schädliche Widerstandsfläche f des Flugzeugs zu berechnen.

So hat Hauptmann Ferber mit seinem Drachenflieger Nr. 5 von 30 m² Tragfläche und 135 kg Gewicht eine Gleitflugbahn von $\gamma = 13^0$, also

$$\alpha = 6^0\,30'$$

gefunden, woraus sich

$$\frac{\zeta}{\zeta'}\frac{f}{F} = tg^2\,\alpha = 0{,}013$$

und unter der besonderen Annahme von

$$\frac{\zeta}{\zeta'} = 1$$

$$f = 0{,}40\ m^2$$

ergeben würde.

D. Konstruktives über Fahrgestelle.

1. Landflugzeuge.

Die Konstruktion von Voisin und Blériot waren für die Durchbildung des modernen Fahrgestells vorbildlich. In Abb. 123 ist das von Bleriot konstruierte Fahrgestell zu sehen. Auf der durchgehenden Achse a sitzen die beiden Fahrradräder L, deren Gabel g an starken Gummistangen sch aufgehängt ist; der Aufhängepunkt befindet sich an den Stahlrohren r, die durch hölzerne Querschienen s und kräftige Spanndrähte d eine in sich steife Viereckskonstruktion bilden. Durch Gummibänder b, die an der Gabel angreifen, ist für weitere Abfederung des Landungsstoßes Sorge getragen. Die mittleren vertikalen Holzstreben h dienen zur Befestigung des Motorrahmens m, der selbst in einer Schutzhaube e untergebracht ist. Beim Durchfedern des Rahmens schiebt sich der Führungsring f der langen Radgabel l hoch und spannt die Gummistoßfänger sch.

Als Nachteil dieser sehr verbreiteten Konstruktion sind die häufigen Radgabelbrüche und der große Stirnwiderstand anzuführen. Im Pariser Salon 1911 hatte der Verfasser Gelegenheit, einen Renneindecker von Blériot zu sehen, dessen Fahrgestell nach der Skizze in Abb. 124 durchgeführt war. Die Abfederung des Anlaufgestells geschieht durch je 2 Blattfedern f für jedes Laufrad, die unterhalb der Fahrgestellstrecken s angeordnet sind; die Räder sitzen auf einer durchgehenden Achse a; zur Verringerung des Luftwiderstandes ist vor die Stahlschuhe der Streben ein Holzkörper H in Stromliniengestalt vorgebaut, der in einem Aluminiumschuh steckt. Diese Anordnung des Fahrgestells muß als wenig glückliche Lösung bezeichnet werden.

Sehr widerstandsfähig und unter möglichster Vermeidung von Spanndrähten ist das Fahrgestell des Albatros-Zweideckers Militär-

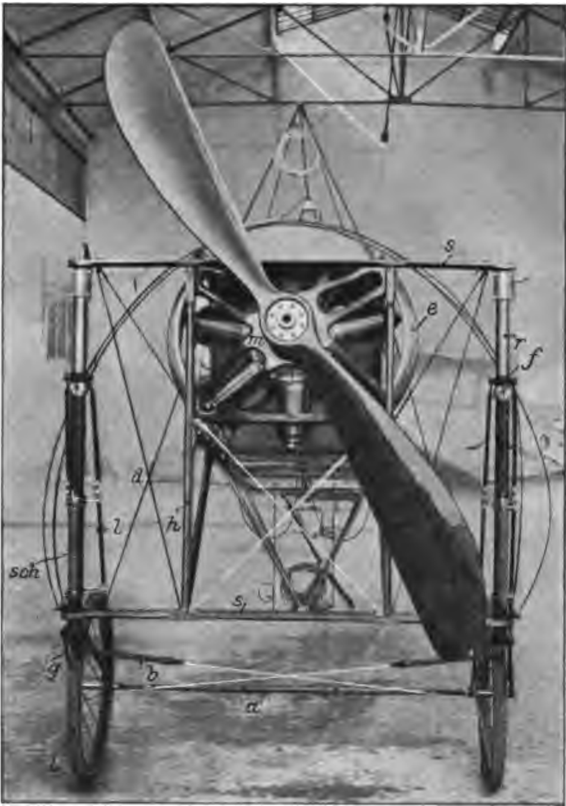


Abb. 123.

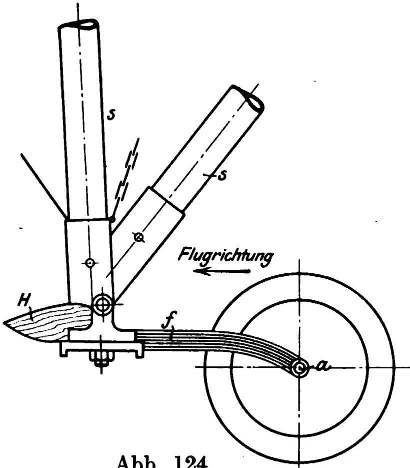


Abb. 124.

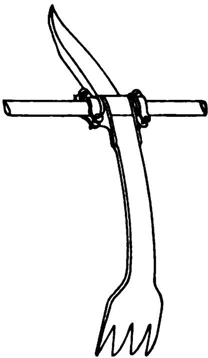


Abb. 125.

muster 1912 durchgeführt (siehe Absch. X). Die doppelt mit Leinwand umwickelten Holzstreben bilden vom oberen Knoten k am Rumpfe auslaufend ein Dreieckfachwerksnetz; zwischen je 2 der vorderen vier Laufräder L sitzt eine, vorn kräftig nach oben gebogene Kufe K. Der Stoß wird zunächst durch die Bereifung, dann durch Gummifederringe f_1, mit denen die Achse auf den Kufen gelagert ist und durch Plattfedern f am Ende der Streben aufgenommen. Zwei doppelarmige Hebel s,



Abb. 126.

durch Handhebel betätigt, wirken als Bremssporne zur Verkürzung des Auslaufs. Ähnliche Vorrichtungen sind bei B in Abb. 215 zu sehen.

Der Bremssporn des Aviatik-Eindeckers ist in Abb. 125 wiedergegeben. Beim neuen Militäreindecker von Grade (Abb. 126) besteht das Fahrgestell aus 4 in V-Form angeordneten Stahlrohrstreben s, von denen die beiden ersten vom oberen Knoten ausgehen, die beiden hinteren nach unten zusammenlaufen; die vorderen Streben nehmen zwischen sich die durchgehende, aus einem einfachen starken Stahlrohr bestehende Achse der beiden Laufräder L auf, die hier ohne besondere Abfederung in etwa 1 m Abstand gelagert sind. Führer und Mitfahrer sitzen in einer aus Bambus gebildeten, mit gummiertem Stoff überzogenen und abgefederten Gondel. Ein hinteres Stützrad sichert dem Apparat die größere Neigung im Augenblicke des Landens zur Vergrößerung des Tragflächenwiderstandes. Zwei Schleifbremsen, durch Fußhebel zu betätigen, wirken

bremsend auf die Laufräder beim Landen. Die Cellonhaube w dient als Windschutz für die Insassen.

Die Frage nach einem Laufgestell von geringem Gewichte und Luftwiderstande, verbunden mit genügend hoher Widerstandskraft, hat Nieuport in Abb. 127 durch Verwendung einer Plattenfederachse a gelöst. Durch Verbindung von Versteifungsfedern sitzt die Achse in den Radnabenzapfen z. Die Stahlrohrkufe k ist in einem Gehäuse h untergebracht, das aus einem Stück mit der Lagerbüchse des Blattfederwerkes besteht und nochmals durch eine Büchse, in welche 2 vom Rumpfe auslaufende Streben endigen, gelagert ist.

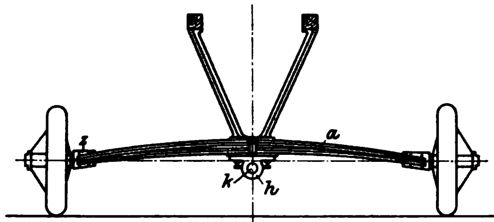


Abb. 127.

Eigenartig ist das Gestell von Paulhan-Tatin an ihrem Torpedoeindecker. Die aus Stahlblech gepreßten Laufradscheiben L sitzen auf einer durchgehenden Achse a und sind mittels eines gebogenen Balkens b durch Gummizüge g einerseits, durch Scharnier s andererseits an den Querbalken b_1 und b_2 des Rumpfes aufgehängt (Abb. 128).

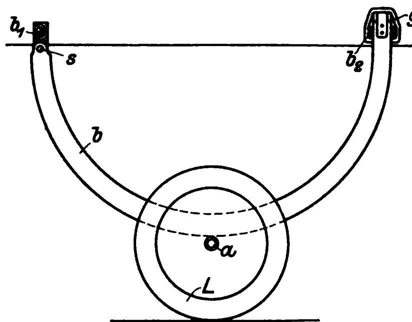


Abb. 128.

Bei schweren mehrsitzigen Apparaten sitzt je ein Räderpaar auf einer kurzen Achse, die mit der Kufe mittels Gummiabfederung verbunden ist. Derartige Anordnungen sind in den Abbildungen im Abschnitte X zu sehen, z. B. in Abb. 215.

Die gebräuchlichste Fahrgestellanordnung besteht aus 2 Kufen, die gegen die Längsträger des Rumpfes durch zwei, vier oder sechs Streben abgestützt und unten durch Querstangen abgesteift werden. Die durchgehende Achse ist mittels Gummiringe abgefedert. Zug- und Druckdiagonalen oder an deren Stelle Spanndrähte nehmen seitliche Stöße auf und verhindern das seitliche Verschieben der Kufen.

Die Lichtbilder von Originalmaschinen im Abschnitte X lassen auch derartige Anordnungen erkennen.

2. Anordnung des Anlaufgestells bei Wasserflugzeugen.

Die bewährte Konstruktion unseres Wasserflugzeugs verdankt ihre Entstehung der Vereinigung eines Drachenflugzeugs mit einem richtig gestalteten Stützkörper, dessen hydrostatischer Auftrieb so groß sein muß, daß das Gewicht des ruhenden Flugzeugs und die durch Sturzwellen und Winddruck hervorgerufene Zusatzbelastung im Gleichgewicht gehalten wird.

Von Kreß über Langley, Archdeacon, Voisin und Blériot bis zur heutigen Gestaltung des Wasserflugzeugs ist eine lange Entwicklungsreihe, in der man das Streben nach Steigerung der Anlaufsgeschwindigkeit deutlich erkennt. Man sucht dies durch Vermeidung der Wellenbildung beim Auffluge zu erreichen; letztere bedingt einen sehr großen Widerstand, der mit einer größeren als der 2. Potenz der Geschwindigkeit anwächst. Daraus ergibt sich die unnütze Vergeudung an motorischer Antriebskraft bei starker Wellenbildung. Die Anwendung von besonders gestalteten Schwimmkörpern führte zu brauchbaren Formen des Wasserflugzeugs.

Die Schwimmkörper werden gebaut:

1. Als Gleitboot mit von vorne nach hinten stetig durchgehender Oberfläche; es kommt in Gestalt von 2 langen Schwimmern, die im Bau den indinischen Wasserfahrzeugen, den „Catamarans" ähneln, bei den Flugmaschinen von Farman, Wright, Albatros usw. zur Anwendung.

Die langen Schwimmkörper haben den Nachteil, daß sie sich sehr schwer in die für den Abflug nötige Schräglage stellen, indem sie sich parallel aus dem Wasser herauszuheben suchen. Die Tragdecken werden daher nur schwer unter dem richtigen Einfallswinkel einzustellen sein, so daß sich der Aufflug wegen der beschränkten Auffluggeschwindigkeit bei den hohen Einheitsbelastungen schwierig gestaltet.

2. Als Stufengleitboot, dessen Gleitfläche am Rumpfboden abgestumpft ist und haifischähnliche Gestaltung der Oberfläche zeigt. Diese Konstruktion von Donnet und Lévêque (Abb. 133c) hat zu großen Erfolgen geführt. Der Aufstieg vom Wasser geschieht hier sehr leicht, indem durch einfache Betätigung des am hinteren Ende befindlichen Höhensteuers bereits beim Gleiten auf der Wasserfläche bis 30° beliebige Schräglagen erzielt werden. Das Gleitboot wird hier als zentraler Hauptschwimmer, den Rumpf des Flugzeugs bildend, verwendet; ähnliche Schwimmer kommen auch in Verbindung mit einer besonderen über dem Wasser liegenden Rumpfkonstruktion vor.

3. Als Hohlkörper S in der Form von Fabre in Abb. 129. Sie besitzen eine unter einem gewissen Einfallswinkel eingestellte zumeist ebene Unterfläche, deren auftrieberzeugende Wirkung einer Drachen-

fläche gleichkommt und eine konkav gewölbte obere Fläche. Beim Beginne der Vorwärtsbewegung wird der Schwimmer aus dem Wasser gehoben und die Geschwindigkeit steigert sich wegen Verringerung des Widerstandes. Der Nachteil dieser vorne und hinten verteilt angeordneter Schwimmkörper liegt darin, daß sie bei ungleichzeitigem Erheben aus dem Wasser Anlaß zu Gleichgewichtsstörungen geben. Beim Wasserflugzeug von Fabre, bei dem der Astrawerke, Voisins Canard, bei Gaudron u. a. sind diese Hohlkörper in Gebrauch.

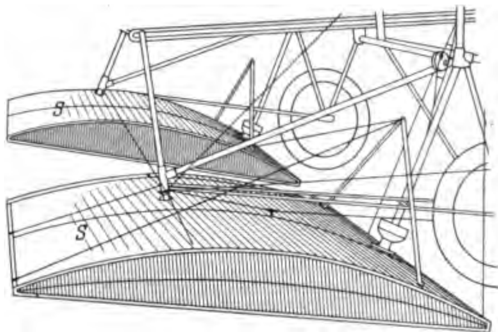


Abb. 129.

Jeder Schwimmer ist leicht, dicht, stabil und vom kleinsten Widerstande zu bauen; er wird als Hohlkörper aus Zinkbleck oder aus furnierten Holzwänden, im Innern in wasserdichte Schotten geteilt, hergestellt. Das Gewicht eines solchen Schwimmers aus 10—15 mm starken furnierten Holzdecken bei 6 m Länge und 80 cm Breite beträgt etwa 60 kg; eine Abfederung erweist sich als unnötig.

Nachdem in Frankreich vor mehreren Jahren bereits erfolgreiche Aufstieg- und Landungsversuche mit Wasserflugzeugen unternommen waren, hat auch das Kais. Reichsmarineamt im Vereine mit der deutschen Industrie dieser Konstruktion die nötige Beachtung geschenkt. Im Wettbewerb zu Heiligendamm, September 1912, waren die Anforderungen an die Flugzeuge recht schwierige, die Landung auf dem Wasser nach vorhergegangenem Aufstieg auf dem Lande und umgekehrt wurde verlangt, die Schwimmfähigkeit des Flugzeugs mußte erprobt werden, der Motor war vom Führersitz aus ohne fremde Hilfe anzulassen.

Um diese Anforderungen zu erfüllen, waren besondere Ausrüstungen getroffen, die zum Teil den Wasserflugzeugen charakteristisch bleiben, zum Teil jedoch auch auf die Landflugzeuge übergehen werden.

Die Ankurbelungsvorrichtung zum Anlassen des Motors durch den Führer besteht aus einer Freilaufscheibe, die auf der Motorwelle sitzt und durch ein Zugorgan von einem Handhebel aus betätigt wird oder aus einem Zahnradantrieb.

Um die Auffluggeschwindigkeit im Wasser rasch zu erreichen, ist verminderter Wasserwiderstand der Anlaufvorrichtung nötig; aus diesem Grunde ist eine Aufziehvorrichtung für das Fahrgestell, das wegen der Landung auf Erde mitgeschleppt werden muß, anzubringen.

Sie ist mannigfach ausgeführt.

In Abb. 130a ist die Aufziehvorrichtung des Fahrgestells beim Aviatik-Doppeldecker schematisch wiedergegeben.

Das Wasserflugzeug ist ein Doppeldecker mit 19 m Spannweite des oberen und 13 m Spannweite des unteren Tragdecks mit insgesamt 55 m² Tragfläche. Der Zentralschwimmer ist als Gleitboot gebaut, das sich nach Abb. 130b nach vorn verjüngt und weit vorgebaut ist, um ein Kippen oder Überschlagen des Apparates zu verhindern. Das

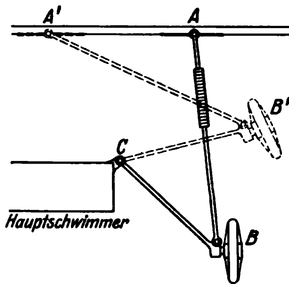


Abb. 130a.

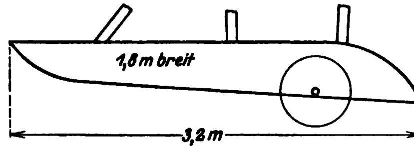


Abb. 130b.

Gewicht des 3,2 m langen Schwimmers beträgt etwa 90 kg, ist also beträchtlich.

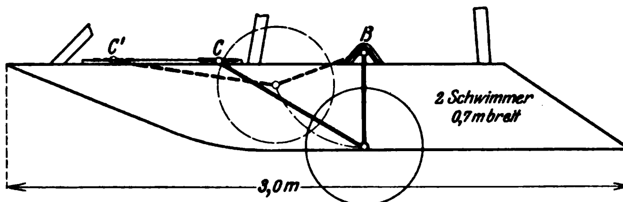


Abb. 131.

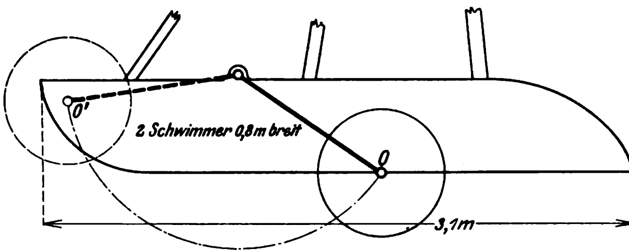


Abb. 132.

Die Vorrichtung zum Heben und Senken der Laufräder besteht aus einer um das am Schwimmer angebrachte Gelenk C drehbaren Stange, die von einer abgefederten Lenkstange an der Laufradachse gefaßt wird und mittels Handrades vom Führersitz aus gehoben oder gesenkt werden kann, so daß sich A längs einer Führung nach A' verschiebt und dort durch Sperrvorrichtung festgehalten wird.

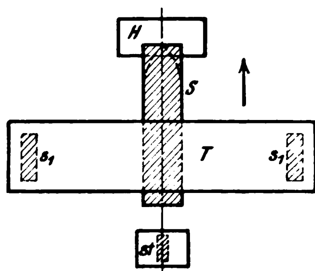


Abb. 133a.

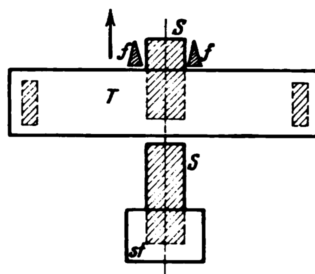
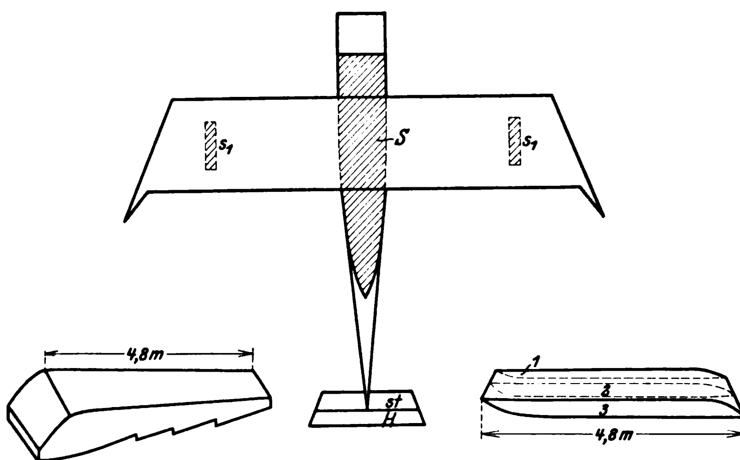
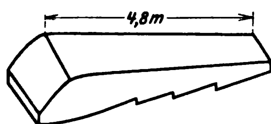


Abb. 133b.





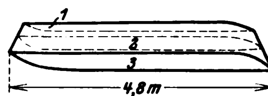


Abb. 133d. Abb. 133c. Abb. 133e.

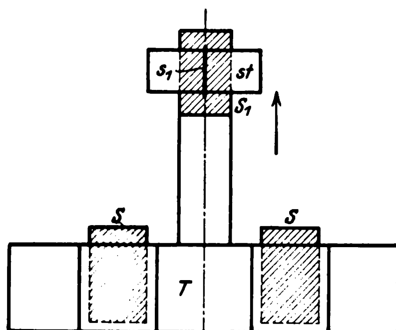


Abb. 133f.

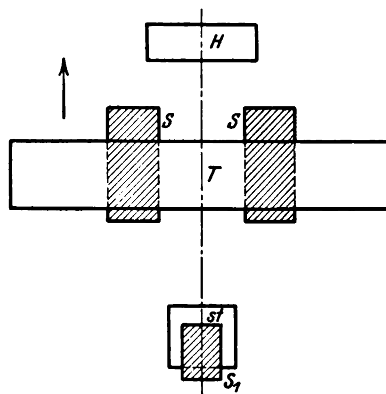


Abb. 133g.

Beim Otto-Zweidecker, der Stahlrohrkonstruktion besitzt und 15 m klaftert sind die beiden Hauptschwimmer 3 m lang, 0,7 m breit. Das Fahrgestell in Abb. 131 besteht aus einer kurzen Achse, deren Laufräder unterhalb der Schwimmer ruhen; Räder und Achse sind mittels einer Stange in B am Schwimmer durch Gummizüge abgefedert und aufgehängt. Die an der Achse angreifende Lenkstange endigt in C und wird vom Führersitz aus längs einer Führung CC′ verschoben, wenn das Fahrgestell gehoben werden soll. Nach erfolgter Schwenkung der Laufräder hält sie eine Sperrvorrichtung in der gehobenen Lage fest.

Beim Doppeldecker der Albatroswerke, der 21 m Spannweite besitzt, sind gleichfalls 2 Hauptschwimmer von je 3,1 m Länge und 0,8 m Breite vorhanden. Die nicht abgefederte Laufradachse kann um ein am Schwimmer sitzendes Gelenk in die Lage O′ geschwenkt werden. Abb. 132.

Die angeführten Wasserflugzeuge waren unter anderen am Wettbewerbe in Heiligendamm beteiligt und zeigten die vorstehend angeführte Konstruktion des Fahrgestells.

Die Anordnung der Schwimmer als Zentralschwimmer S in der Längsachse mit oder ohne Hilfsschwimmer s_1 oder als symmetrisch zur Längsachse liegendes Schwimmerpaar mit einem die Schwanzzelle unterstützenden dritten Schwimmer S_1 geben schematisch die Abb. 133a, b, c, d, e, f, g wieder; s_1 sind Hilfsschwimmer, die unterhalb der Tragflächen zur leichteren Erhaltung der Schwimmfähigkeit und seitlichen Ausgleichung der Tragflächen angewendet werden, H das Höhensteuer, st die Dämpfungsflosse, T das Tragdeck.

Einige Konstrukteure ersetzen den Schwimmer durch Bootskörper (Goedecker-Wasserflugzeug), in dem die Sitze und der Motor untergebracht sind. Zur Vermeidung der allzu großen Widerstände der Anlaufräder im Wasser werden (Eindecker Dr. Hübner) Hilfsflächen f in Abb. 133b vorgebaut, die zur Ablenkung der Wellenschläge, vom Bugwasser herrührend, dienen.

Wie Voisin beim Wasserflugzeug System „Canard" die Fabreschen Schwimmer s_1 anordnet, zeigt Abb. 133 f, während Abb. 129 die Aufhängung der vorderen derartigen Schwimmer S an einem Wasserflugzeug von Gaudron erkennen läßt.

Abb. 133d ist eine schematische Skizze des in vier Schotten geteilten stufenförmig gebauten Gleitbootes, wie es als Hauptschwimmer der amer. Wrightmaschine Verwendung findet; Abb. 133e das Gleitboot von Curtiss; es besteht aus drei Längskielen 1—3, die mit halbzölligen Rippen verbunden sind, die Verkleidung geschieht mit Spruce. Abb. 133c zeigt die Grundrißanordnung des Wasserflugzeuges von Donnet-Lévêque.

VII. Baumaterialien.

A. Reißlänge.

Das im Flugmaschinenbau verwendete Material muß in erster Linie zwei Eigenschaften besitzen. Es soll mit der Eigenschaft eines kleinen spezifischen Gewichtes eine große Festigkeit vereinigen, dabei aber auch genügend Elastizität aufweisen, also zu praktisch unzulässig bleibender Formänderung keinen Anlaß geben, wenn der belastete Zustand aufhört; die zulässige Belastung muß daher weit unter der Elastizitätsgrenze bleiben. Welcher Wert als zulässige Belastung in die Festigkeitsrechnung hineinbezogen werden darf, hängt von vielen Faktoren ab, wie von der Höhe des Bruchmoduls, der Bruchdehnung, der Elastizitätsgrenze und Stoßfestigkeit. So kann Stahldraht mit einer Bruchfestigkeit von $K_z = 25000$ kg/cm² und einer Zerreißdehnung $\varepsilon = 1\,\%$ verwendet werden, während eine andere, vielleicht günstigere Qualität nur die halbe Festigkeit, aber etwa 6 % Dehnung besitzt. Das zähere Material wird wegen der größeren Formänderungsarbeit manchmal besser angebracht sein. Nachstehende Tabelle soll zeigen, in welchem Maße die gebräuchlichsten verschiedenen Materialien der Anforderung in bezug auf Festigkeit und Elastizität gerecht werden.

Als bevorzugteste Baustoffe gelten derzeit im Flugmaschinenbau das Holz und hochwertiger Qualitätsstahl, daneben Aluminium und verschiedene Stahlarten.

In der Tabelle haben auch die Werte für die Reißlänge Aufnahme gefunden.

Die Angabe der Reißlänge hat insofern Bedeutung, als in dieser Zahl Zugfestigkeit und spez. Gewicht des Materials gleichzeitig Berücksichtigung finden. Unter sonst gleichen Verhältnissen gestaltet sich die Verwendung eines Baustoffes günstiger, wenn seine Reißlänge eine größere ist.

Ist P die Belastung in kg, f tragender Querschnitt in cm², K_z Bruchmodul in kg/cm², γ das spez. Gewicht des Materials in kg/cm³, so ist die Zerreißkraft $P = f \cdot K_z$.

Versteht man unter Reißlänge die Anzahl der Längeneinheiten, die ein Stab besitzen muß, um durch sein Eigengewicht belastet zu zerreißen, so besteht die Beziehung:

$$P = G = f\,cm^2 \cdot K_z\ kg/cm^2 = f\,cm^2 \cdot l\,cm \cdot \gamma\ kg/cm^3,$$

oder

$$l_{cm} = \frac{K_z\ kg/cm^2}{\gamma\ kg/cm^3},$$

bzw. wenn l in m gemessen werden soll,

$$l_m = \frac{1}{100} \cdot \frac{K_z}{\gamma};$$

z. B. für Flußeisendraht (geglüht) würde sich mit $K_z = 4150\ kg/cm^2$ als Mittelwert aus der Tabelle entnommen

$$l = \frac{1}{100} \cdot \frac{4150}{0{,}00785} = 5299\ m$$

ergeben.

Aus den Werten für die Reißlängen ist zu ersehen, wie hochwertiger Stahl dem Aluminium vielfach überlegen ist.

Bei Bespannungsstoffen führt man das Gewicht G für 1 m² ein und die Zerreißfestigkeit für 1 m Stoffbahn und erhält als Reißlänge

$$l_m = \frac{K_z\ kg/m}{G\ kg/m^2}.$$

Ähnlich der Reißlänge in bezug auf Druck- und Zugfestigkeit läßt sich zur Kennzeichnung der Materialausnützung oder des erforderlichen Konstruktionsgewichtes auch eine jedem Baustoff zugehörige Festigkeitskonstante in bezug auf Biegungsfestigkeit aufstellen.

M_{max} sei das größte Biegungsmoment, bei welchem der Bruch des Versuchskörpers eintritt, dann bestimmt man jenes Gewicht g für 1 m Länge des Stabes, der ein Biegungsmoment von 1000 cmkg auszuhalten vermag. Z. B. sei dem Biegungsversuche Bambusrohr unterworfen, das bei 300 kg Belastung und 194 cm Stützweite bricht, dann ist

$$M_{max} = \frac{300 \cdot 194}{4} = 14\,550\ kg/cm;$$

das Versuchsrohr hat G = 1,01 kg/m gewogen, dann ist jenes Gewicht g

$$g = \frac{1{,}01\ kg/m}{14\,550\ kg/cm} \cdot 1000\ kg/cm \sim 0{,}069\ kg/m.$$

In gleicher Weise kann mit jedem anderen Material verfahren werden.

B. Bespannungsstoff.

Einfach gummierte Stoffe wiegen etwa 0,110 bis 0,190 kg/m², während doppelt gummierte Stoffe dementsprechend schwerer sind, bis 0,300 kg/m².

Statt des Kautschuks wird neuerdings Cellon-Emaillit, eine Lösung von Zelluloid, zum Imprägnieren der baumwollenen Bespannungsstoffe benutzt. Er wird mit dem Pinsel aufgetragen und bewirkt nach dem Trocknen eine straffe Bespannung, so daß eine Verminderung der Luftreibung zu erwarten ist. Besonders empfehlenswert sind emaillierte Leinenstoffe wegen ihrer hohen Festigkeit von 1500—2000 kg/m Breite; sie sind auch wetterfest und gegen Öl und Benzin widerstandsfähig.

C. Holz.

Holz ist kein gleichmäßiges Material, sondern besteht aus festen. härteren und weniger festen, weichen bis schwammigen Fasern, wie an den „Jahresringen" zu erkennen ist. Die dunkleren Ringe sind die festeren, die helleren Streifen die weichen Schichten, der Splint und das Mark. Auch der Splint ist noch hygroskopisch und bewirkt das „Arbeiten" des Holzes. Nur feinjähriges, wasserdichtes, groß- und glattfaseriges Splintholz sollte zur Anwendung kommen. Das Material läßt sich durch Aufschneiden nach Abb. 134 a und darauffolgendes Zusammenleimen gegeneinander nach Abb. 134 b vergüten, indem die Festigkeit dadurch erhöht und das Verziehen vermindert wird.

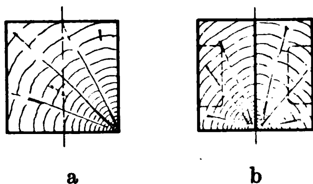


Abb. 134.

Das Holz wird durch sein Gefüge zu einem unzuverlässigen Baumaterial für den Flugzeugbau, so daß es ratsam ist, es wenigstens für bestimmte Teile ganz auszuschalten. Das Holz bildet beim Bruch Splitter, die dem Führer leicht gefährlich werden können.

Die Festigkeit ist je nach Richtung der Belastung in bezug auf die Faser verschieden; senkrecht zum Stirnholz hat es die größte Festigkeit; senkrecht zu den Jahresringen die geringste, es sollte daher in dieser Richtung nicht belastet werden. Gesägte Stücke sind kurzfaserig, gespaltenes Holz ist fester.

Die geringe Formbeständigkeit, die Veränderlichkeit seiner elastischen Eigenschaften — insbesondere bei stoßweiser Belastung erfährt das Material eine große Einbuße an Festigkeit — sind große Nachteile.

Das Material besitzt keine Elastizitätsgrenze; die zulässige Druck- und Zugspannung kann mit 200—250 kg/cm² für Hartholz wie Esche, Nußbaum und mit 150 kg/cm² für Kiefer, Fichte, Tanne angenommen werden. Das mittlere spezifische Gewicht von Hartholz etwa 0,8, für die weicheren Holzarten 0,6; trotzdem bringt die Konstruktion aus Hartholz infolge der höheren Festigkeit etwa 20 % Gewichtsersparnis mit sich.

Die verschiedensten Teile der Maschine werden aus Holz gefertigt, der Rumpf, die Tragrippen, die Holme und Streben, die Luftschraube usw.

Besonders geeignet sind trockene Eiche, Esche, die besonders biegsam ist, Nußbaum wegen seiner besonderen Widerstandsfähigkeit für Luftschrauben, amerikanische Tanne „Spruce" für Streben und Rippen sowie zur Verkleidung der Schwimmer und Gleitboote von Wasserflugzeugen, Bambusrohr (Tonkinrohr) für Tragrippen, Rumpf und Steuerflächenversteifung, zur Ausbildung der elastischen auslaufenden Enden des Tragdeckgerüstes.

Die inneren und äußeren Faserschichten des Bambusrohres unterscheiden sich wesentlich in ihrer Festigkeit; während die inneren Faserschichten eine mittlere Zugfestigkeit $K_z = 1550$ kg/cm² aufweisen, besitzen die äußeren Schichten eine solche von 3100 kg/cm². Dieser Unterschied wird bei dünnen Rohren noch ausgeprägter. Als mittlere Zugfestigkeit kann 1900 kg/cm² gewählt werden. Je breiter der dunkle Ring an der Außenhaut, je größer ist der Anteil der äußeren Fasern am Querschnitt, desto höher ist die Festigkeit.

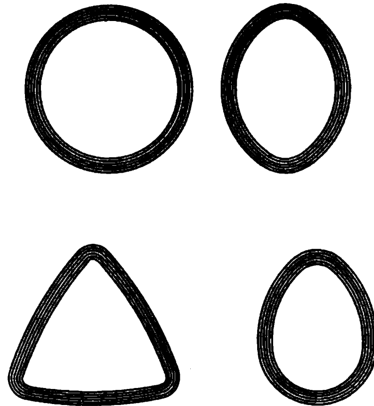


Abb. 135.

Die Druckfestigkeit kann zwischen 650—740 kg/cm² genommen werden, wobei der größere Wert für geringere Stärken in Frage kommt. Die Druckfestigkeit langer Stäbe, die auf Knickung beansprucht werden, sinkt auf 300—450 kg/cm². Der Elastizitätsmodul ist mit $E = 200\,000$ kg/cm² einzuschätzen.

Für Vertikal- und Längsstreben, Querversteifungen eignen sich Holzträger aus „Spruce", aus Esche und der deutschen Tanne, die wegen ihrer großen Elastizität ein geschätztes Baumaterial ist. Abb. 88[2] zeigt die vorteilhafte Formgebung dieser Verbindungsteile als Stromlinienkörper, während die linsenförmige Gestalt wegen des größeren Luftwiderstandes weniger zu empfehlen ist. Holzbandröhren System „Mutter" bieten wegen des geringen Gewichtes guten Ersatz und sind den mannigfach in den Handel gebrachten Holzröhren System „Wolf" mit innerem Durchmesser von 20—60 mm und 3—10 mm Wandstärke bei 2,5—2,6 m Länge vorzuziehen. (Abb. 135.)

Die Herstellung der Holzröhren erfolgt durch Verleimen von Holzstreifen, die durch Sägen oder besser Spalten gewonnen werden; die

kreuzweise verleimten übereinander gelagerten Schichten bestehen aus Streifen, die gegen die Rohrachse unter 45° verlaufen. Die Drehungsfestigkeit bei den Holzrohren System „Rüb" ist sehr gering, etwa 160 kg/cm². Im Vergleiche dazu ist die Drehungsfestigkeit von Tannenholzstäben nur etwa halb so groß und kommt etwa der Druckfestigkeit bei Beanspruchung senkrecht zu den Jahresringen gleich.

Bei den Holzrohren aus Pappelholz mit Leinwandzwischenlagen beträgt die Biegungsfestigkeit $K_b = 680$ kg/cm², die Druckfestigkeit $K = 260$ kg/cm², während Rohre aus Tannenholz etwa 330 kg/cm² Druckfestigkeit aufweisen.

Durch Alter, Standort, Feuchtigkeitsgehalt wird die Festigkeit des Holzes stark beeinflußt; oft zeigen Holzstücke von demselben Stamme, je nach Lage zur Wetterseite, erhebliche Unterschiede an Gewicht und Festigkeit.

D. Das Aluminium.

Seit 1886 durch den elektrochemischen Prozeß nach Heroult in großen Mengen darstellbar, wurden seine Eigenschaften bald geschätzt.

Es rostet nicht, hat große Festigkeit von 1060 kg/cm² bis 2000 kg/cm² je nachdem es im gegossenen oder im geschmolzenen Zustande verwendet wird, läßt sich schmieden und auf der Drehbank bearbeiten, auch kann man es leicht polieren und feilen. Es ist zum Härten durch Abschrecken geeignet und kann durch Glühen elastischer gemacht werden, wobei es aber an Festigkeit verliert; mit Zink, Kupfer, Mangan, Chrom, Silizium legiert es sich.

Im Flugzeugbau findet es für Herstellung von Gußstücken für Motorgehäuse, Kolben, sowie für Schuhe und Verbindungsstücke bei Ausführung von Streben- und Eckverbindung Anwendung, versuchsweise für die Bespannung der Tragflächen und für Längsträger.

E. Stahl und Eisen.

Von besonderer Bedeutung für den Flugzeugbau ist die Verwendung der hochwertigen Stahlsorten geworden, sie haben erst die großen Fortschritte im Motorenbau ermöglicht.

Die in der Tabelle auf Seite 127a aufgenommenen Stahlarten und deren wichtigsten physikalischen Eigenschaften sind den Katalogen der Bismarckhütte-Zabrze und der Rheinischen Metallwaren-Fabrik-Düsseldorf entnommen.

Für den Aufbau des Fahrgestelles, des Rumpfes, auch manchmal für die Tragkonstruktion der Flügel wird heute vorzüglich Stahlrohr benützt, das berufen ist, das Holz hier ganz zu verdrängen.

Autogen geschweißte Stahlrohrverbindungen aus nahtlos gezogenen Mannesmannröhren, Profilstahlsrohre nach Abb. 136 mit 0,5—0,8 mm Wandstärke sind vielfach in Gebrauch und werden als Massenartikel in den Handel gebracht.

Es muß hier darauf hingewiesen werden, daß die Verbindung von Konstruktionsteilen nach diesem Arbeitsverfahren nicht für alle Fälle angebracht ist. Festigkeitsversuche mit autogen geschweißten Trägerteilen haben gezeigt, daß das Material an der Schweißstelle den Charakter von Guß annimmt, daher dort von geringerer Festigkeit ist.

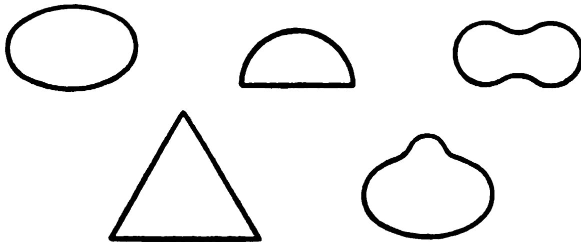


Abb. 136.

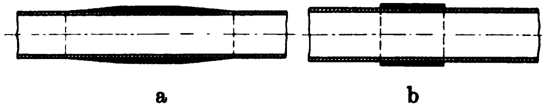


Abb. 137.

Für stark beanspruchte Bauteile ist die autogene Schweißung ebenso wie der Guß zu verwerfen, das Ausschweißen von Stahlrohrstücken und Trägerteilen zu unterlassen. Rohre, die unter Winkel liegen, sollen an der Schweißstelle Einlagen im Innern besitzen, die mindestens 3 mal so lang sind als der Rohrdurchmesser beträgt.

Autogen geschweißte Verstärkungsringe nach Abb. 137b sind zu verwerfen; eine Hartlötung mit dem Rohr bei allmählich verlaufenden Enden der Verstärkung nach Abb. 137a ist vorzuziehen.

F. Tabelle über die wichtigsten Baumaterialien.

Materia	Zustand	Bruchmodul K_z in kg/cm²	Streckgrenze in kg/cm²	$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l} \cdot 100$ Dehnung in %	Verwendung	Reißlänge $\frac{K_z}{\gamma}$ in km
Nickelchromstahl, Marke NC 4, spez. Gew. $\gamma \sim 7{,}8$ kg/dm³	ungehärtet gehärtet	7 500—10 000 15 000—20 000	~ 6000	12— 8 10— 3	Nocken, Rollen, Ventilspindel, Zahnräder, Wellen; Kurbelwellen, Verspannungsdraht	~ 11,22 ~ 11,44
Nickelchromstahl, Marke NC 2; $\gamma \sim 7{,}8$ kg/dm³	ungehärtet gehärtet	6 500— 8 000 13 000—16 000	~ 4500	12— 8 10— 3		9,3 18,6
Nickelstahl, Marke NWW $\gamma \sim 7{,}8$	ungehärtet gehärtet	5 000— 5 500 10 000—12 000	~ 4000 ~ 8000	24—18 12— 6	Auf Biegung beanspruchte Teile in hoher Temperatur, wie Ventile, Zylinder, arbeitende Teile, Arme und Naben von Luftschrauben, Kurbelwellen, Zapfen usw.	6,73 14,1
Nickelchromstahl, Marke NK II	ungehärtet unveredelt	5 000— 7 000 8 000—11 000	~ 4000 7000—8000	20—15 15—10		—
Spezial-Kurbelwellenstahl	roh	10 700	8150	12	Für hochbeanspruchte Kurbelwellen	—
Kruppscher Spezialstahl C. 46 · 0. $\gamma \sim 7{,}9$	geschmiedet	7 000	—	—	Zylinder für Flugmotoren	—
Gußeisen $\gamma \sim 7{,}25$	ungehärtet	1200—1800 für Zug 7000—8000 f. Druck	—	—	Zylinder für Motoren	2,07
Automobilstahl $\gamma \sim 7{,}7$	—	5300—5500	—	—	Wellen und Wellenteile	7,00
Aluminium	Guß $\gamma = 2{,}56$ gewalzt $\gamma = 2{,}7$	1000—1200 weich 1000—2100 hart	—	35— 3	Kurbelgehäuse, auch Tragrippen, Schuhe und Verbindungsteile, Flügel für Luftschrauben	~ 3,80
Magnalium $\gamma \sim 2{,}5$	geglüht	3000	—	5—10	Schraubenflügel	12,00
Deltametall / Siliziumbronze } Draht	blank	9800 4600—7000	—	—	Verspannungsdrähte für untergeordnete Zwecke	—
Flußeisen $\gamma \sim 7{,}85$	geglüht	4000—4300	—	28—20		5,3

Elektrometall $\gamma \sim 1{,}8$	gegossen verdichtet	2200 3200—2600		—	8 16—13	Kurbelgehäuse, Tragflächenverbindungsstücke	$\sim$ 18,9
Duralumin $\gamma \sim 2{,}8$	—	4200—5700		—	20—2,5	—	12,8
		Zug	Druck				
Bambusrohr $\gamma = 0{,}42$ $E \sim 200\,000$ kg/cm²	die dicken Rohre besitzen weniger Festigkeit als die dünneren	äußere Faser 3060—3840 kg/cm² innere Faser 1350—1950 kg/cm²	550—860 kg/cm²	für Biegungsfestigkeit 720—2760 kg/cm² dick — dünn $d = 2 \div 3$ cm	4—9	Tragrippen und Rumpfteile	10,7 u. >
Eschenholz $\gamma \sim 0{,}64$ $E \sim 105\,000$ kg/cm²	—	1330–2180	450–500 $\perp$ 120–130 $\underline{\parallel}$ 175–190 $\parallel$	850—930	—	Luftschrauben und Versteifungsteile	16,0 u. >
Kiefernholz $\gamma \sim 0{,}54$	—	790	600	—	—	Tragrippen	14,6
Eiche $\gamma \sim 0{,}77$—$0{,}83$ $E \sim 114\,000$ kg/cm²	—	500—1400	400 $\perp$ 110–220 $\underline{\parallel}$ 120 $\parallel$	750	—	—	6 u. >
Tannenholz $\gamma \sim 0{,}44$ $E \sim 91\,000$ kg/cm²	—	600—1460	300–475 $\perp$ 30–40 $\underline{\parallel}$ 30–35 $\parallel$	750—800	—	Tragrippen	11 u. >
Nußbaumholz $\gamma \sim 0{,}71$	—	960	600	—	—	Luftschrauben	13,5
Baumwollstoff	einseitig gumm. Gew. 0,14 kg/m²	500 kg/m	—	—	—	Zum Bespannen der Tragdecken und der Steuerflossen, zum Verkleiden des Rumpfes	3,57
Leinenstoff	einseitig gumm. Gew. 0,155 kg/m²	1350 kg/m	—	—	—		—
Baumwollstoff	einseitig gumm. und metallisiert, Gew. 0,11 kg/m²	1000 kg/m	—	—	—		—
Cellon-Emaillit	roh	Kette 710 kg/m Schuß 870 kg/m	—	—	—		—
	emailliert	Kette 1050 kg/m Schuß 1330 kg/m	—	—	—		—

$\perp$ Druck senkrecht zum Stirnholz. $\underline{\parallel}$ Druck senkrecht zu den Jahresringen. $\parallel$ Druck parallel zu den Jahresringen.

VIII. Theorie und Praxis der Luftschraube.

A. Trag- und Treibschrauben.

Als Antriebsmittel für Luftschiffe und Flugmaschinen findet heute allgemein die Luftschraube Verwendung.

Man unterscheidet zwei Hauptarten, je nachdem es sich bei nicht fortschreitender Luftschraube nur um die Entwicklung einer möglichst hohen Zugkraft in der Richtung der Schraubenachse oder um Erzeugung möglichst großer Vortriebskraft bei gleichzeitig schneller Fortbewegung des von der Schraube bewegten Flugzeuges in der Richtung der Schraubenachse handelt. Schrauben erst erer Gattung heißen Hub- oder Tragschrauben, wie solche beim „Schraubenflieger" bzw. beim Luftschiff als Hubschraube mit vertikaler (bzw. geneigter) Achse Verwendung finden, während Luftschrauben zweiter Art, als Treib- oder Fahrtschrauben das Vortriebselement für eine horizontale Vorwärtsbewegung in der Luft bilden. Fahrtschrauben erfahren demnach eine im Verhältnis zu ihrer Umfangsgeschwindigkeit nicht unwesentliche fortschreitende Geschwindigkeit in der Richtung ihrer Drehachse.

Bevor man zu ihrer allgemeinen Verwendung gelangte, hatte man mancherlei Mechanismen, wie Räder, Segelflächen, auf- und abwärtsschlagende Flächen usw. erdacht, mit denen die Fortbewegung in der Luft möglich gemacht werden sollte. Die mit der Praxis der Motorenindustrie organisch verwachsene rotierende Bewegung ist jedoch ohne Zweifel die geeignetere, gegenüber der schwingenden Bewegung.

B. Geometrie der Luftschraube.

Die Luftschraube besteht aus zwei oder mehreren Schraubenflächen, die mittels einer Nabe auf einer Welle befestigt werden.

Der Konstruktion des Schraubenflügels liegt eine links oder rechtsgängige Schraube zugrunde.

In Abb. 138 ist eine linksgängige Schraubenlinie A B C gezeichnet. Bekanntlich erzeugt die Hypotenuse A C eines rechtwinkligen Dreiecks A E C, dessen Grundlinie $A\,E = \pi\,D =$ dem Umfange der Grundfläche eines Zylinders ist, eine Schraubenlinie A B C, wenn man dieses Dreieck

mit dem Punkte A bei A′, der Zylindergrundfläche, anlegt und die Ebene des Dreiecks so wickelt, daß die Grundlinie den Zylinderumfang A′F′B′C′ beschreibt. Die Schraubenlinie, die durch Wicklung der Hypotenuse A C im **Uhrzeigersinne** entsteht, wird **linksgängig** genannt. A″B″C″ ist die Vertikal- und A′B′C′ die Grundrißprojektion der Schraubenlinie.

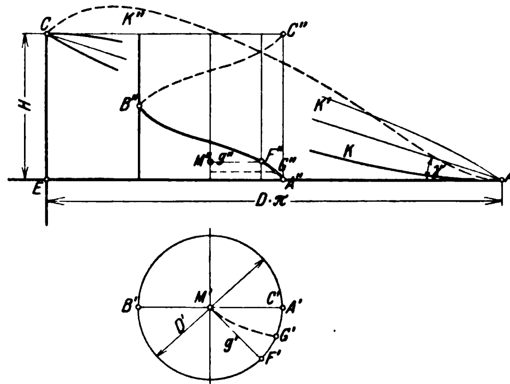


Abb. 138.

Die Oberfläche des Flügels, gegen welche die Luftteilchen zur Druckwirkung kommen, kann wie folgt entstanden gedacht werden. Eine erzeugende Gerade g bewegt sich mit einem ihrer Endpunkte F längs der Schraubenlinie derart, daß ihr Endpunkt M stets in der Zylinderachse liegt und ihre Richtung stets senkrecht zur Achse bleibt. M″F″ ist die Vertikal- und M′F′ die Horizontalprojektion dieser erzeugenden Geraden, die in der Gesamtheit ihrer Lagen in unserem Falle eine **linksgängige**, zylindrische Schraubenfläche entstehen läßt.

1. Steigung und Steigungswinkel.

Diejenige Länge H = E C, um welche sich die erzeugende Gerade bei einer vollständigen Umdrehung in vertikaler Richtung verschoben hat, heißt die **Steigung** oder **Ganghöhe** der Schraubenlinie bzw. der hierzu gehörenden Schraubenfläche. Die Neigung γ ihrer einzelnen Schraubenlinien gegen die Grundfläche heißt **Steigungswinkel**.

Es besteht zwischen den Größen der aus Dreieck A E C sich ergebende wichtige Zusammenhang

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{H}{D\pi}.$$

Schneidet man den Schraubenflügel in verschiedenen Entfernungen von der Achse durch konzentrische Zylinder, so erhält man als Schnittfiguren Schraubenlinien von verschiedenem Steigungswinkel, wie aus der vorstehenden Gleichung auch ersichtlich ist, und zwar wird für größere Durchmesser $\operatorname{tg} \gamma$ kleiner; je weiter das Schraubenflächenelement von der Achse entfernt liegt, desto kleiner ist seine Neigung.

In Abb. 139 ist $\gamma_i > \gamma_x > \gamma_a$.

2. Schrauben mit radial veränderlichem Steigungswinkel und konstanter Steigung.

Während die Schraubenfläche in Abb. 139 konstanten Steigungswinkel längs der Breite B des Flügels zeigt (man bleibt auf derselben Schraubenlinie), ist er in der Flügellänge, längs des Radius gemessen, veränderlich. In Abb. 139 ist die Schraubenfläche von 2 konzentrischen Zylindern geschnitten, dem inneren von Radius r, dem äußeren von Radius R; auf diesen Zylindern verlaufen die beiden äußersten Schraubenlinien, von denen man nur die Längen 3—4, bzw. 1—2 benutzt, deren Grundrißprojektionen 3′—4′ bzw. 1′—2′ sind. Die zwischen den beiden Zylindern verlaufende Schraubenoberfläche, deren Grundriß durch 1′—2′—3′—4′ gegeben ist, bildet die für die Konstruktion des Flügels benutzte Druckfläche.

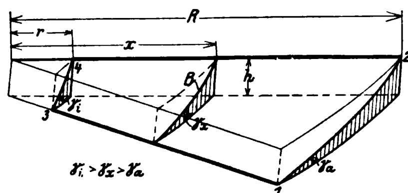


Abb. 139.

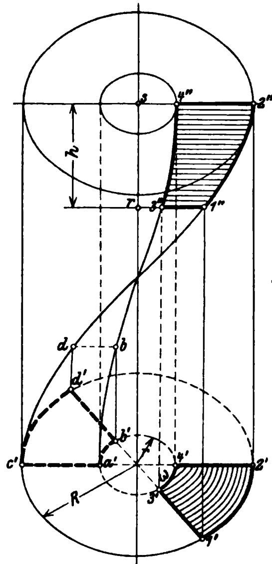


Abb. 140.

Ein solcher Schraubenflügel, Abb. 140 im Aufriß durch 1″—2″—3″—4″, im Grundriß durch 1′—2′—3′—4′ in perspektivischer Darstellung gegeben, ist demnach begrenzt:

a) von einem inneren Zylinder vom Durchmesser $2\,r = d$,

b) einem äußeren Durchmesser $2\,R = D$,

c) einem inneren Schraubenlinienteil 3—4 und einer auf dem Außenzylinder verlaufenden Schraubenlinie 1—2.

Die vertikale Entfernung der Punkte 1—2, die Strecke $r\,s = h$, die sich als Schnittpunkte der Grenzlagen der die Schraubenfläche erzeugenden Geraden mit der Zylinderachse ergeben, ist der nutzbar gemachte Teil der wirklichen Steigung. Zwischen h und H besteht die Beziehung

$$\frac{h}{H} = \frac{\omega}{2\pi},$$

wenn ω der Zentriwinkel zwischen den beiden Grenzlagen $1'-3'$ und $2'-4'$ im Grundriß darstellt.

Für die Steigung findet man bei ausgeführten Konstruktionen ein Verhältnis

$$\frac{H}{D} = \frac{2}{3} - 1{,}5 - 2.$$

Riabuschinsky empfiehlt

$$\frac{H}{D} < \frac{3}{4} - 1$$

zu wählen.

3. Schraube mit veränderlichem Steigungswinkel längs der Flügelbreite.

Die bisher betrachtete Schraubenlinie besitzt längs der Flügelbreite einen konstanten Steigungswinkel, ihre Abwicklung ist eine unter dem Steigungswinkel γ geneigte Gerade; ist hingegen diese Abwicklung eine Kurve K oder K' wie in Abb. 138, so ist der Steigungswinkel an jeder Stelle längs derselben Schraubenlinie verschieden, z. B. bei K wird er vom Ausgangspunkt A betrachtet, größer, bei K' kleiner oder bei gemischter Krümmung (Kurve K'' mit Wendepunkt) bald größer, bald kleiner.

Die mit solcher Schraubenlinie als Leitlinie konstruierte Schraubenfläche hat veränderlichen Steigungswinkel längs der Flügelbreite.

Außer den bisher angeführten Schraubenflächen von konstanter Steigung haben einzelne Konstrukteure eine radial nach der Nabe zu veränderliche Steigung gewählt, z. B. ist dies bei den Luftschrauben der Firmen Zeise oder Borrmann & Kaerting u. a. der Fall, die eine nach der Nabe zu wachsende Steigung erhalten.

4. Schraubenflügel.

Zur Konstruktion einer zweiflügeligen Schraube bedarf es noch eines zweiten Flügels, den man mittels einer zweiten Schraubenfläche von gleicher Ganghöhe erhält, und deren Erzeugende d b mit der früheren 1' 3' in derselben Ebene, aber in entgegengesetzter Richtung liegt, so daß die zugehörigen benutzten Schraubenlinien beider Flügel einer zweigängigen Schraubenlinie angehören. In Abb. 140 ist der zweite Flügel in a' b' c' d' im Grundriß dargestellt.

Bei n Flügeln erhalten wir auf diese Weise n Schraubenlinien, die insgesamt auf einer n-gängigen Schraubenlinie verlaufen. Der Grundkreis

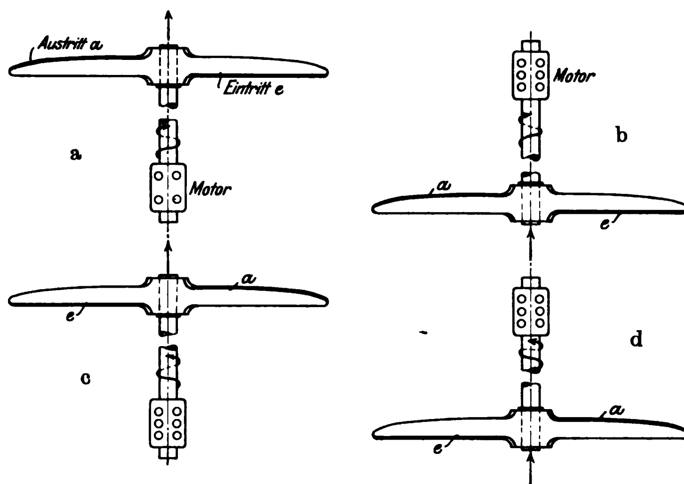


Abb. 141.

des Zylinders wird bei n Flügeln in n gleiche Teile geteilt, und jeder Teilpunkt ist der Ausgangspunkt einer Schraubenlinie.

5. Links- und rechtsgängige Druck- und Zugschrauben.

Rotiert die Motorwelle im Sinne des Uhrzeigers rechts herum, dann ist die vor dem Motor angebrachte Luftschraube eine rechtsgängige Zugschraube (Abb. 141a). In Abb. 141b ist eine rechtsgängige Druckschraube dargestellt. Im Falle 141c hat man es mit einer linksgängigen Zugschraube und in Abb. 141d mit einer linksgängigen Druckschraube zu tun.

6. Flügelbreite.

Legt man in Abb. 139 im Abstand x vom Wellenmittelpunkt einen Zylinderschnitt, dann ist die im Abstand x liegende Schraubenlinienlänge, die im Raume unter dem Steigungswinkel γ_x zur Papierfläche (Drehungsebene) verläuft, die Flügelbreite B.

Dieses Ausmaß spielt naturgemäß eine wichtige Rolle. Die Flügelbreite darf nicht zu klein sein, weil die Führung und Stützung in einem kleinen Luftzylinder ungenügend sein würde, und auch nicht zu groß, um unnötige Reibung zu verhindern; zu breit gemachte Schrauben lassen sich nur schwer auf die normale Tourenzahl bringen.

Das Gesetz der Veränderlichkeit der Flügelbreite B mit dem Steigungswinkel γ und dem Radius bestimmt die Form des Flügels.

Der Flügel hat entweder eine gleiche Grundrißbreite b bis unmittelbar an die Außenkante, an der eine Abrundung vorhanden ist; dann ist die Projektion des Flügels ein Rechteck (Abb. 144), dessen Länge

gleich dem Durchmesser der Schraube und dessen Höhe gleich der Projektion der Flügelbreite ist. Bewährte Ausführungsformen von rasch umlaufenden Schrauben zeigen diese Form; oder der Grundriß des wirksamen Flügelblattes zeigt sektorförmige Ausbildung nach Abb. 140; dieser Form wird erfahrungsgemäß mit Vorteil Schrauben mit niedriger Umdrehungszahl gegeben. Wie bei der Tragfläche das Verhältnis ihrer Tiefe zur Klafterung die Wirkung der Luftfäden beeinflußt, so auch hier das ähnlich maßgebende Verhältnis $\frac{B}{D}$, das man hier $^1/_6$, $^1/_7$ — $^1/_8$ — $^1/_9$ — $^1/_{10}$ wählt.

Von der Nabe, an die man die Flügelfläche bei guter Linienführung möglichst nahe herantreten läßt, bis etwa $^2/_3$ R Entfernung, wird die Flügelbreite auf vorstehend angegebenen Wert anwachsen gelassen, und sie gegen die Flügelspitze zu auf $\frac{D}{15}$ bis $\frac{D}{18}$ abnehmen zu lassen; das läßt im allgemeinen eine günstige Flügelform erwarten.

7. Anzahl der Flügel.

Schon im Jahre 1866 hat Wenham über diese Frage durch experimentelle Untersuchungen sich Rechenschaft verschafft und gefunden, daß eine große Zahl der Flügel den Wirkungsgrad herunterdrückt. Der Grund liegt darin, daß die von einem Flügel beschleunigte Luftmasse einen Augenblick eine Luftleere bis zum Hinzuströmen der nächsten Luftschicht erzeugt, und so kann es geschehen, daß bei zu großer Flügelzahl der nächste Flügel in den luftverdünnten Raum hineinschlägt, also keinen genügenden Reaktionsdruck hervorruft; auch wird sich der schädliche Luftreibungswiderstand sich mit der Flügelzahl vermehren. Die Zahl der Flügel hat auf die Kraftausnützung und auf die erzeugte Vortriebskraft nicht unwesentlichen Einfluß. Mit wachsender Flügelzahl nimmt erstere ab, letztere zu. Bei rasch laufenden Schrauben, wie solche heute mit wenig Ausnahme Verwendung finden, ist die günstigste Anordnung die mit zwei Flügeln; bei großen Durchmessern und geringer Umlaufszahl dürfte die Drei- oder Vierzahl der Flügel günstige Wirkung ergeben.

C. Kraft- und Raumausnutzung, spezifische Völligkeit.

Nennt man die für die Fortbewegung des Flugzeugs am Motor aufgewendete Leistung N in PS ausgedrückt, die an der Luftschraube erzeugte Vortriebskraft P in kg, dann wird das Verhältnis $l = \frac{P}{N}$ Kraft-

ausnützung genannt; d. i. diejenige Vorschubkraft, die einer aufgewendeten Leistung von 1 PS entspricht.

Ermittelt man hingegen das Verhältnis

$$i = \frac{P}{\frac{\pi}{4} D^2}, \qquad \text{(I)}$$

d. i. den auf die Flächeneinheit des Schraubenkreises entfallenden Vorschub, so wird i als Raum- oder Flächenausnützung bezeichnet.

Ist die Flügelbreite B an irgendeiner Stelle x, an der das Schraubenflächenelement B dx groß ist, so wird das Verhältnis

$$\frac{\text{wirksame Fläche des Elementes}}{\text{zugehörige Schraubenkreisfläche}} = \frac{B\,dx}{2\,\pi\,x\,dx} = k \qquad \text{(II)}$$

die spezifische Völligkeit genannt.

Der Ausdruck für die spezifische Völligkeit zeigt seine Unabhängigkeit von der Dichte des Mediums an, was auf gleiche Werte für k bei Wasser- und Luftschrauben schließen läßt.

Praktisch erweist sich die Völligkeit des Flügels richtig gewählt, wenn die gesamte Schraubenfläche $F \leqq 0{,}16 \frac{\pi}{4} D^2$ für zwei Flügel und $F \leqq 0{,}25 \frac{\pi}{4} D^2$ für 3 Flügel gemacht wird.

D. Querschnitt des Flügels.

Er verhält sich der Einwirkung der Luft gegenüber genau so wie der Querschnitt der Tragfläche. Die geometrische Begrenzung des Querschnitts ist verschiedenartig gewählt worden: früher mit ebener Druckfläche und konkavem Rücken, später wegen der größeren Ausnützungsziffer gewölbter Flächen mit gewölbter Druck- und Saugfläche. Im letzteren Falle kommen Schraubenlinien K nach Abb. 138 zur Verwendung.

Der Vorzug der gewölbten Schrauben besteht in der großen Gewichtsersparnis wegen des erforderlichen kleineren Durchmessers bei kleinerer Flügelbreite, dann darin, daß sie bei gleichem Arbeitsaufwand schon bei kleinerer Tourenzahl eine größere Zugkraft entwickeln als die Schrauben mit Druckflächen ohne Wölbung.

Man bildet das Flügelprofil symmetrisch oder unsymmetrisch aus. Die in neuerer Zeit von Dr. Bendemann-Lindenberg systematisch vorgenommenen Versuchsreihen lassen den Einfluß der besonderen Formgebung des Flügelquerschnitts auf die Güte der aerodynamischen Wirkung der Luftschraube deutlich erkennen.

Zur genauen Festlegung des geometrischen Verlaufs sind eine große Zahl von Maßen nötig, wenn nicht nach dem Vorschlag von Prof. Prandtl vorgezogen wird, für die Begrenzung des Profils eine durch ihre analytische Gleichung gegebene gesetzmäßig verlaufende Kurve festzulegen. Von großem Einfluß für das Zustandekommen einer möglichst wirbelfreien Strömung längs des Flügels sind der Eintritts- und Austrittskantenwinkel δ_e, δ_a und ε_e, ε_a an der Druckseite und am Rücken; für das günstigste Verhältnis von Schub- zur Widerstandskomponente sind die Stärke der Wölbung für die Druck- und Saugfläche, also die Maßzahlen h und h_1 (Abb. 143) maßgebend.

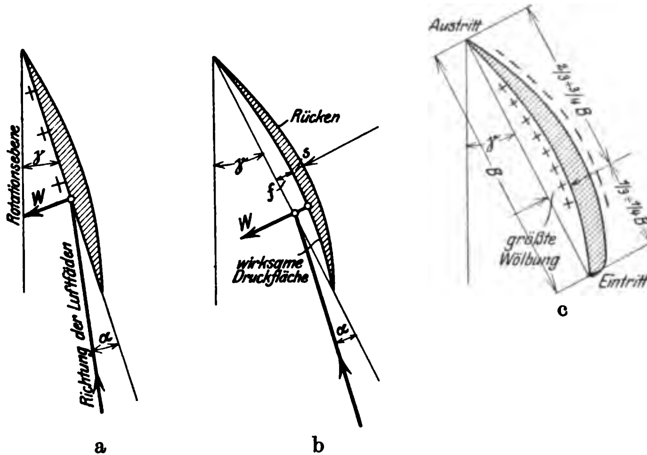


Abb. 142.

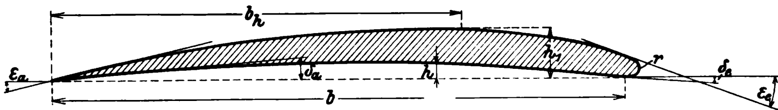


Abb. 143.

Wie bei den Tragdecken ist auch hier ein schlanker und spitzer Verlauf nach der Austrittskante und eine stumpf elliptisch gestaltete Abrundung r vorn vom hydrodynamischen Standpunkte günstig, während eine scharfe Eintrittskante (Abb. 142a und b) infolge der hohen Einströmgeschwindigkeit hier leicht eine Unstetigkeitsfläche erzeugt und zu schädlichen Wirbelbildungen Anlaß gibt.

Die oben angeführten Versuche, die mit verschiedenartigen Profilen von der Gestalt einer Kreissichel- bis Kreisform unternommen wurden, haben dargetan, daß auf sorgfältigen Verlauf der Krümmung an der Saugseite zu achten ist, während der sonstige geometrische Verlauf der Saugseitenkurve eine untergeordnete Rolle spielt. Für die Druck-

fläche erwies sich das nach einer hyperbolischen Spirale gekrümmte Profil am günstigsten. Die Sichelform des Querschnitts, also die symmetrische Gestaltung mit zugeschärfter Ein- und Austrittskante, zeigt nach Prof. Dr. Bendemann günstige Kraftausnutzung bis 8⁰ Anstellwinkel; kommt es also auf die Flächenausnutzung nicht an, dann ist diese Segmentform Abb. 142a und b vorteilhaft.

Bei der vorderen Abrundung ist zu achten, daß der Übergang von der Krümmung nicht plötzlich vor sich geht; Unstetigkeit im Übergange der Begrenzungskurven ist zu vermeiden, solche Stellen geben Anlaß zur Ablösung der Strömung.

Abb. 142a zeigt einen symmetrischen Querschnitt mit ebener Druckfläche, Abb. 142b mit gewölbter Druckfläche, in 142c und 143 ist der Querschnitt unsymmetrisch gestaltet.

Die Versuchsergebnisse lassen den wichtigen Schluß zu, daß innerhalb der Einfallswinkel von 10^0—20^0 die kreiselliptische unsymmetrische Form die beste Ausnützung der aufgewendeten Arbeit ergibt, und daß der Wirkungsgrad gegen kleine Winkelunterschiede recht unempfindlich wird (Abb. 143).

Aus Festigkeitsrücksichten muß man dem Flügelquerschnitt eine bestimmte Stärke geben, und man macht in Rücksicht darauf die an der Nabenwurzel wenig wirksamen Querschnitte auch auf der Druckseite nach außen gewölbt, wie in Abb. 152b zu ersehen ist.

E. Spezifische Belastung des Flügels.

Man spricht auch von einer spezifischen Belastung des Flügels und versteht darunter das Verhältnis von erzeugter Reaktion in kg in bezug auf den Inhalt des betrachteten Flächenelements. Bei konstanter spezifischer Belastung muß daher je nach Lage des Elements die Breite verschieden sein. Gegen die Ränder des Flügels läßt man wie bei den Tragflächen die spezifische Belastung abnehmen, um Wirbelbildungen zu vermeiden. Darin ist vornehmlich der Grund für die Abrundung am Flügelrande zu suchen.

F. Material der Schrauben.

Man verwendet Stahlblech, Aluminium und Holz zur Schraubenfabrikation. Insbesondere hat sich letzteres Material in vorzüglichster Weise bewährt und beherrscht heute fast ausschließlich die ganze Fabrikation.

Bei der Besprechung der Ausführungsformen wird darauf näher eingegangen werden.

Einige Angaben über ausgeführte Schrauben mögen hier Platz finden, um sich von den Größenverhältnissen ein Bild machen zu können.

	D in m	H in m	n/min	Flügelzahl
Wellner Versuchsschraube	6	1,1	140	2
Maxim Flugmaschine 1893 . . .	5,375	4,5	375	2
Gebr. Wright (Holz)	2,6	3,35	420	2
Blériot (Stahl für Maschine Nr. IX)	2,1	1,3	1000	4
Grade (Stahlschaft mit Stahlblechflügel 1909)	2,4	1,0	1200	2
Antoinette (Stahlschaft und Magnaliumflügel)	2,0	1,0	1200	2
Henry Farman	2,59	1,4	1200	2
Basse & Salve (Holz, Modell 1911, für Luftschiffe)	2,60	3,2	675	2
Chauvière (für Blériot)	2,8	1,2	1300	2

G. Rücklauf der Luftschraube.

Macht der Schraubenbolzen im festen Muttergewinde eine Umdrehung, dann rückt er um die dem Gewinde gegebene Steigung H vor; übernimmt man diese nicht ganz zutreffende Vorstellung auf die Luftschraube, deren Muttergewinde durch das außerordentlich elastische Luftmedium, das leicht und rasch entweichen kann, gegeben ist, so rückt sie in Wirklichkeit um einen Wert H_1 vor, wenn eine Umdrehung ausgeführt ist. Durch die leicht ausweichende Luftmasse wird die Luftschraube teilweise ihrer Führung beraubt und kann daher nicht den ihrer Umdrehung entsprechenden Vorwärtsweg voll zurücklegen.

Der Unterschied $H - H_1$ heißt der absolute Rücklauf, bzw. wird das Verhältnis $\frac{H - H_1}{H} = s$ in der Schiffssprache Schlüpfung oder relativer Rücklauf (Slip) genannt.

Für n Umdrehungen in der Minute hat man dann

$$s = \frac{n H - 60 v}{n H}.$$

Man kann auch den Ausdruck $1 - s$ den Vorrückungskoeffizienten der Schraube nennen.

Z. B. Es betrage die Marschgeschwindigkeit der Schraube, d. i. der tatsächlich in der Sekunde zurückgelegte Vorwärtsweg

$$v = 15 \text{ m/sec};$$

in der Minute wird der von der Luftschraube geradlinig zurückgelegte Weg $60 v = 900$ m betragen; dieser Vorrückung der Schraube entspricht die minutliche Umdrehungszahl n, welche zu 1200 angenommen

sei; hat die Schraube die Steigung $H = 0{,}85$ m erhalten, dann ist der Rücklauf

$$s = \frac{1200 \cdot 0{,}85 - 900}{1200 \cdot 0{,}85} = 0{,}117$$

oder der relative Rücklauf macht 11,7 % aus.

Die gebräuchlichen Schraubensysteme haben etwa 15—20 — 25 % und darüber Schlüpfung; ausgeführte Versuche haben erwiesen, daß es wirtschaftlich betrachtet, zwecklos ist, Schrauben zu verwenden, deren Slip unter 8 % liegt, weil durch weitgehende Verkleinerung der Schlüpfung ein Anwachsen der schädlichen Widerstände herbeigeführt wird.

Da die Luftschraube sich niemals in ruhiger Luft bewegt, schon mit Rücksicht auf die Eigenbewegung des Flugzeuges wird die Luftbewegung beeinflußt, so wird die relative Geschwindigkeit der Luftschraube in bezug auf die sie umgebende Luft kleiner sein als die absolute Vorwärtsgeschwindigkeit v; aus diesem Grunde wird die Schlüpfung in Wirklichkeit mehr oder weniger größer als die ausgerechnete sein.

Auch wird der Rücklauf durch die Vollkommenheit und Sorgfalt der Herstellung bedingt sein; von dem Grade der Anpassung des Schraubensystems an den zu treibenden Flugapparat hängt er nicht unwesentlich ab. Eine Luftschraube kann an einem Apparat montiert zufriedenstellende Resultate geben, an einem anderen Apparat kann sie vollständig versagen, kurz die Dimensionen der Schraube werden zur Größe der Tragflächen, zum Gewichte des Apparates im bestimmten Verhältnisse stehen.

H. Theorie der Vortriebsschraube.

1. Allgemeines.

Trotz aller theoretischen Überlegungen, mögen sie mit noch soviel Scharfsinn und Aufwand an Geist angestellt worden sein, ist es bis heute nicht gelungen, eine einwandfreie hydrodynamische Strömungslehre aufzustellen, die alle Erscheinungen der Schraubenflügelwirkung erklärt.

Diese Tatsache läßt sich leicht einsehen, wenn man die bis jetzt noch nicht ganz überwundenen Schwierigkeiten bedenkt, die sich allein der Erkenntnis der Strömungserscheinungen und der damit zusammenhängenden Wirbelbildungen um die quadratische Platte, um die geneigte geradlinig fortbewegte Drachenfläche in den Weg gestellt haben. Die Wirkung des Schraubenflügels bzw. seiner Flächenelemente beruht aber auf einer weit verwickelteren Bewegung.

Jedes Element bewegt sich gleichzeitig geradlinig und rotierend, führt also in der Luft eine Schraubenbewegung aus, und man kann

nicht im vorhinein behaupten, daß die für die geradlinige Bewegung von Flächen gefundenen Luftwiderstandsgesetze auch hier, für die aus fortschreitender und drehender Bewegung zusammengesetzte Schraubenbewegung, Gültigkeit haben.

Nur ausführliche und sorgfältig durchgeführte Versuchsreihen, wie sie in letzter Zeit in den Laboratorien von Dr. Bendemann - Lindenberg, Eiffel - Paris systematisch erledigt wurden, fördern die Aufstellung theoretischer Grundsätze, wie man deren bei der Konstruktion brauchbarer Formen benötigt.

Die in der Literatur auftauchenden Schraubentheorien fußen sämtliche auf zwei grundsätzlich voneinander verschiedenen Auffassungen über die Wirkung des Schraubenflügels: die statische Theorie von Froude, wie sie bei Aufstellung der Gesetze für die Wirkung der Wasserschraube festgelegt wurde, ist von der dynamischen Theorie von Rankine zu unterscheiden. Erstere sieht das Schraubenblatt als eine Zusammensetzung einer unendlich großen Zahl schmaler Flügelelemente an, von denen sich jedes einzelne in aerodynamischer Hinsicht wie eine Drachenfläche verhält, die gegen den Luftstrom bewegt wird; die gesamte Reaktion der Luftströmung auf den Flügel wird als die Resultierende aus den Einzelwirkungen betrachtet. Das Kräftespiel an jedem Flügelelement wird unter Voraussetzung der Gültigkeit der früher aufgestellten Luftwiderstandsgesetze bestimmt und dann aus den Komponenten des Luftwiderstandes durch eine auf die Schraubenfläche ausgedehnte Summierung der Gesamtwiderstand und sein Anteil an Schub- oder Zugkraft in der Schraubenachse bzw. das zur Bewegung der Luftschraube notwendige Drehmoment ermittelt.

Dieser Rechnungsvorgang fußt auf der Annahme, daß die Strömung längs eines jeden Elementes unabhängig von dem benachbarten geschieht, also eine Beeinflussung der Strömung innerhalb des betrachteten Raumes weder durch Reibung noch durch Druckunterschiede in den Nachbarschichten eintritt.

Die in neuerer Zeit bekannt gewordenen Flügelblatt-Theorien von Ferber, Wellner, Drzewiecki, Eberhardt fußen auf Froudes Anschauungen, während Prof. Reißners Theorie eine wesentliche Erweiterung der Froudeschen Ansätze unter Hinzuziehung von Rankines Theorie darstellt, die für die Ergebnisse der Praxis wichtige Folgerungen zuläßt. Erwähnenswert ist noch die Rateausche Theorie, die zum ersten Male die Strömungsverhältnisse an der Saugseite in besonders hohem Maße berücksichtigt.

Rankine baut seine Theorie auf den in der Mechanik als allgemein gültig angenommenen Satz vom Kraftantrieb auf. Sie hat den Vorzug, von einer besonderen Voraussetzung über die Luftwirkung an dem Flügel frei zu sein.

In jeder Sekunde tritt eine bestimmte Luftmasse m von der Geschwindigkeit v, der Vorwärtsgeschwindigkeit der Schraube, mit ihrer Druckfläche in Berührung und wird in der Schraube infolge der raschen Rotation in den beschleunigten Zustand versetzt; dazu ist während der Zeit des Durchtritts ein bestimmter Kraftaufwand erforderlich, der die Änderung der Bewegungsgröße der Luftmasse verursacht. Die Einströmgeschwindigkeit kann bei zweckmäßiger Wahl des Flügelquerschnitts relativ zur Vorwärtsbewegung des Flugzeugs gleich Null gesetzt werden, so daß die Luft der Schraube durch die Eigenbewegung des Flugzeugs ohne Ansaugen zugeführt gedacht sein kann.

In der Tat wurde durch Geschwindigkeitsmessungen (8 m unterhalb der Schraubennabe) auf Fahrtversuchen mit Zeppelinluftschiffen gefunden, daß die Eintrittsgeschwindigkeit der Luft bei Treibschrauben der Vorwärtsgeschwindigkeit des Schiffes gleich ist.

Von Interesse ist es, zu wissen, daß während der Beschleunigung innerhalb der Schraube die Luftteilchen durch die Zentrifugalkraft nicht nach außen geworfen werden; vielmehr wird hier infolge der größer werdenden Geschwindigkeit ein Einschnüren des Luftquerschnitts durch Zusammenziehen des jedem Flächenelement zugehörigen Luftzylinders eintreten; nach Prof. Reißners Theorie soll diese Einschnürung nur in tangentialer und nicht auch in radialer Richtung vor sich gehen, indem der austretende Reaktionsstrahl eine scharf begrenzte Gestalt besitzt. Prof. Finsterwalder hat gefunden, daß sich der austretende Luftstrahl auf den halben Querschnitt des Schraubenkreises zusammenschnürt. Die Ausströmgeschwindigkeit im geschlossenen Luftstrahl ist nicht überall von gleicher Größe und Richtung.

Die von der Luftschraube erzeugte Vortriebskraft ist aus dem Pressungsunterschiede, der als das Ergebnis der verschiedenen Strömung vor und hinter der Schraube anzusehen ist, entstanden zu denken.

Über die Eigenschaften der Strömung an und in der Luftschraube lassen sich auch aus den Versuchsergebnissen von Boyer-Guillon wichtige Schlüsse ziehen. Sie lauten in kurzer Zusammenfassung:

1. Die Geschwindigkeit im Mittelpunkte und an den Rändern der Schraubenflügel ist Null; sie wächst mit dem Radius bis zu einem Höchstwert an, der sich etwa bei $^2/_3$ R befindet.

2. Die Austrittsgeschwindigkeit ist der minutlichen Umdrehungszahl proportional; das Verhältnis $\frac{P}{N}$ wächst mit kleiner werdender Austrittsgeschwindigkeit; geringere Umdrehungszahl ist daher günstig.

3. Die Austrittsgeschwindigkeit ist auch der sekundlichen Vorrückung proportional und stets kleiner als diese; das Verhältnis beider

ist fast unveränderlich und kann für geometrisch ähnliche Schrauben zu $\psi = 0{,}85-0{,}91$ genommen werden.

4. Man kann die Austrittsgeschwindigkeit $v_a = 0{,}66\, n \cdot D$ annehmen; bedeutet nach Renard $a = \frac{H}{D} = {}^3/_4$, n die sekundl. Umdrehungszahl, η_{sch} den mechanischen Wirkungsgrad des Schraubenmechanismus, so lassen sich die von Renard aufgestellten Formeln, durch Erfahrungswerte verbessert, in der Form schreiben:

Der Vorschub $P = 0{,}103\, a^2 n^2 \cdot D^4 \psi^2 \cdot \eta_{sch}$,
die aufgewendete Leistung $L = 0{,}051\, a^3 n^3 \cdot D^5 \psi^3 \cdot \eta_{sch}$.

2. Kräfteverhältnisse an der Luftschraube.

Sie sollen hier unter Zugrundelegung Froudescher Anschauung abgeleitet werden.

Abb. 144.

Abb. 145.

Abb. 144a stellt die Projektion eines Schraubenflügels dar, dessen Wellenmittelpunkt sich in 0 befindet, gesehen in der Flugrichtung;

in Abb. 144b ist der Grundriß des Flügels gezeichnet. In den Entfernungen x und $x + \Delta x$ von der Wellenachse wird der Flügel durch zwei um 0 konzentrisch liegende unendlich nahe benachbarte Zylinder geschnitten und die Schnittfläche, ein Schraubenflächenelement $B \cdot \Delta x$ von der Tiefe Δx, das um den Winkel γ gegen seine Rotationsebene (in der Zeichenebene liegend gedacht) geneigt ist, ist in Abb. 145a in seiner wahren Größe und Lage besonders herausgezeichnet. Die nachstehende Betrachtung gilt bei Berücksichtigung der maßgebenden Luftwiderstandskoeffizienten ζ_A und ζ_W sowohl für ebene als auch für gewölbte Flächenelemente.

Das der Untersuchung unterworfene Flügelelement steht im normalen Fluge unter der Einwirkung zweier Geschwindigkeiten:

1. der Umfangsgeschwindigkeit u_x in Richtung O A, die für jedes Element verschieden ist und in der Entfernung x von 0 den Wert hat

$$u_x = \frac{\pi \cdot x \cdot n}{30} = x \cdot \omega,$$

wenn ω die Winkelgeschwindigkeit bedeutet;

2. der Vorwärtsgeschwindigkeit v, die als Marschgeschwindigkeit der geradlinigen Bewegung allen Flügelelementen im gleichen Betrage eigen ist; Richtung und Größe der Marschgeschwindigkeit ist durch A C dargestellt.

Diese beiden Geschwindigkeiten setzen sich zu einer resultierenden Geschwindigkeit $O\,C = v_r$ zusammen, mit der das Flügelelement den ruhend gedachten Luftfäden relativ entgegentritt;

$$v_r = \sqrt{u_x^2 + v^2}.$$

Der Einfallswinkel der auftreffenden Luftfäden hat für jedes Element den veränderlichen Wert

$$\alpha = \gamma - \beta.$$

Hier bestimmt γ die Lage des Flächenelementes gegen die Rotationsebene

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{H}{2 \pi x},$$

während β die Richtung der relativen Luftgeschwindigkeit gegen die Rotationsebene festlegt.

Die äußeren Elemente rotieren mit großer Geschwindigkeit und haben einen kleinen Steigungswinkel, daher auch einen kleineren Einfall winkel; diese Verhältnisse werden durch die Schraubenfläche selbst bedingt. Die weniger wirksamen, in Nabennähe befindlichen Elemente müssen wegen der geringeren Geschwindigkeit einen größeren Anstellwinkel bekommen, was durch einen größeren Steigungswinkel erreicht wird.

Der dadurch größer werdende Bewegungswiderstand kann an einer bestimmten Grenze den Vorteil der größeren Wirksamkeit aufheben, so daß man praktisch die im Abstand 0,3 R von der Schraubennabe befindlichen Elemente als kaum wirksam zu betrachten haben wird.

a) Vortrieb. Die elementare Wirkung auf das Flächenelement $B \cdot \Delta x$ parallel zum Luftstrom heiße ähnlich wie früher ΔW_x; ihre Größe wird nach Gleichung (IV) Seite 7 gefunden:

$$\Delta W_x = \zeta_W \cdot \frac{\gamma}{g} B \cdot \Delta x \cdot v_r^2 \qquad \text{(IIIa)}$$

und die Reaktion senkrecht zur Richtung der Luftgeschwindigkeit

$$\Delta W_y = \zeta_A \cdot \frac{\gamma}{g} B \cdot \Delta x \cdot v_r^2. \qquad \text{(IIIb)}$$

Zerlegt man jede dieser Kräfte in die Komponenten parallel und senkrecht zur Schraubenachse, dann erhält man:

1. in Richtung der Schraubenachse den von der Wirkung des Luftwiderstandes auf das Element herrührenden elementaren Vortrieb ΔP

$$\Delta P = OD - OE = \Delta W_y \cdot \cos\beta - \Delta W_x \cdot \sin\beta$$
$$= \frac{\gamma}{g} B \cdot \Delta x \cdot v_r^2 [\zeta_A \cdot \cos\beta - \zeta_W \cdot \sin\beta]; \qquad \text{(IV)}$$

2. senkrecht zur Schraubenachse jenen in die Drehungsebene fallenden Widerstand ΔR, der mit dem Abstande x multipliziert den Anteil am Drehmoment ΔM ergibt, der vom Gesamtdrehmoment, das von der Motorleistung an die Schraube abgegeben wird, auf das Flächenelement entfällt:

$$\Delta M = \Delta R \cdot x = (DE_1 + EF)\, x = (\Delta W_y \cdot \sin\beta + \Delta W_x \cos\beta) \cdot x$$

oder

$$\Delta M = \frac{\gamma}{g} x B \Delta x\, v_r^2 [\zeta_A \sin\beta + \zeta_W \cos\beta] \cdot \qquad \text{(V)}$$

ζ_W und ζ_A sind je nach Art der Wölbung der Flügelquerschnitte aus den Widerstandskurven zu entnehmen.

b) Leistung. Die zur Erzeugung dieses elementaren Drehmomentes nötige sekundliche Arbeit ist ΔL = Drehmoment $\times$ Winkelgeschwindigkeit $= \Delta M \cdot \omega = \frac{\gamma}{g} x\, \omega B \Delta x\, v_r^2 \cdot [\zeta_A \sin\beta + \zeta_W \cos\beta]$.

Die Ausnutzungsziffer der aufgewendeten Leistung erhellt am besten aus dem Verhältnis l:

$$l = \frac{\Delta P}{\Delta L} = \frac{\zeta_A \cos\beta - \zeta_W \sin\beta}{x\,\omega \cdot (\zeta_A \sin\beta + \zeta_W \cos\beta)} = \frac{1}{u_x} \cdot \frac{\varepsilon \cdot \cos\beta - \sin\beta}{\varepsilon \sin\beta + \cos\beta}$$

$$l = \frac{1}{u_x} \cdot \frac{\varepsilon - \operatorname{tg}\beta}{\varepsilon \operatorname{tg}\beta + 1}, \qquad \text{(VI)}$$

wenn unter $\varepsilon = \frac{\zeta_A}{\zeta_W}$ der aerodynamische Gütegrad des Flügelquerschnitts verstanden wird.

Die abgeleitete Beziehung in Gleichung (VI) sagt aus, daß die Kraftausnutzung l mit kleiner werdender Umfangsgeschwindigkeit des rotierenden Elementes zunimmt.

Alle bisher im Laboratorium angestellten Versuche haben diese durch theoretische Betrachtung sich ergebende Tatsache bestätigt; die günstige Kraftausnutzung der Wrightschraube ist auf die bei ihr angewendete niedrige Umdrehungszahl zurückzuführen, die durch eine Übersetzung ins Langsame von der Motorwelle nach der Schraubenwelle zu erreicht wird.

c) **Raumausnutzung.** Das Verhältnis

$$i = \frac{\Delta P}{2\pi x \Delta x} = \frac{\frac{\gamma}{g} B \Delta x \, v_r^2 [\zeta_A \cos\beta - \zeta_W \sin\beta]}{2\pi x}$$

$$= \frac{\gamma}{g} k \, v_r^2 [\zeta_A \cos\beta - \zeta_W \sin\beta] \qquad \text{(VII)}$$

lehrt, daß mit $k = \frac{B \Delta x}{2\pi x \Delta x}$ der spezifischen Völligkeit die Raumausnutzung mit der Luftdichte, mit dem Quadrate der Marsch- oder Eintrittsgeschwindigkeit der Luft in die Schraube bzw. ihrer Umdrehungsgeschwindigkeit wächst; außerdem nimmt sie mit größer werdendem β ab oder, was auf dasselbe herauskommt, mit größer werdendem Lufteinfallswinkel α zu.

Man erkennt aus dieser Untersuchung, daß die Umfangsgeschwindigkeit Kraft- und Raumausnutzung entgegengesetzt beeinflußt; man darf daher eine Schraube mit hohem l noch nicht als beste Schraube ansprechen, da sie bei gegebenem Durchmesser vielleicht nur geringe Kräfte auszuüben vermag, also geringes i aufweist bzw. für die zu erzeugenden Kräfte zuviel Raum benötigt.

d) **Wirkungsgrad.** Unter elementarem Wirkungsgrad der Fahrtschraube im betrachteten Flächenelement ist das Verhältnis

$$\eta = \frac{\text{sekundliche nutzbar gemachte Arbeit an der Schraubenachse}}{\text{sekundliche aufgewendete Arbeit an der Schraubenachse}}$$

$$\eta = \frac{\Delta P \cdot v}{\Delta M \cdot \omega},$$

mit den Werten aus Gleichung (IV) und (V) geht das Verhältnis über in

$$\eta = \frac{\frac{\gamma}{g} B \Delta x \cdot v_r^2 [\zeta_A \cos\beta - \zeta_W \sin\beta] \cdot v}{\frac{\gamma}{g} B \Delta x \cdot v_r^2 [\zeta_A \sin\beta + \zeta_W \cos\beta] \cdot \omega} = \frac{v}{u_x} \, \frac{\varepsilon - \operatorname{tg}\beta}{\varepsilon \operatorname{tg}\beta + 1};$$

wird $\frac{v}{u_x} = \operatorname{tg} \beta$, der Tangente der Neigung des Relativstromes gesetzt, dann ist

$$\eta = \operatorname{tg} \beta \frac{\varepsilon - \operatorname{tg} \beta}{\varepsilon \operatorname{tg} \beta + 1} \qquad \text{(VIII)}$$

oder im Zusammenhang mit Gleichung (VI) wird

$$\eta = l \cdot v. \qquad \text{(VIIIa)}$$

Der mechanische Wirkungsgrad eines jeden Elementes ist der Ausnutzungsziffer l direkt proportional, hängt also von den aerodynamischen Eigenschaften des Flügelquerschnittes und von dem Verhältnis der fortschreitenden Geschwindigkeit zu seiner Umfangsgeschwindigkeit ab.

Für jedes Flügelelement ergibt sich ein anderer mechanischer Wirkungsgrad, abhängig von den obengenannten Größen; sein günstigster Wert wird für eine bestimmte geometrische Konstruktion des Querschnittes aus dem Werte

$$\frac{d\eta}{d\beta} = 0$$

ermittelt oder durch Differenzierung der Gleichung (VIII)

$$\varepsilon - \varepsilon \operatorname{tg}^2 \beta - 2 \operatorname{tg} \beta = 0.$$

Die Auflösung dieser quadratischen Gleichung nach β liefert mit Berücksichtigung des positiven Wurzelwertes

$$\operatorname{tg} \beta = -\frac{1}{\varepsilon} + \frac{1}{\varepsilon} \sqrt{1 + \varepsilon^2}.$$

Der höchste Wirkungsgrad wird für jedes Flügelelement durch den aerodynamischen Gütegrad

$$\varepsilon = \frac{\zeta_A}{\zeta_W}$$

bestimmt.

Rechnet man mit einem praktisch gut erreichbaren Wert $\varepsilon = 8$, dann erhält β den recht hohen Wert

$$\operatorname{tg} \beta = 0{,}8828$$

und

$$\beta = 41^0\,27'.$$

Für $v = 90$ km/std $= 25$ m/sec Marschgeschwindigkeit folgt aus

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{v}{u_x}; \quad u_x = \frac{25}{0{,}8828} \sim 28{,}3 \text{ m/sec},$$

und mit $u_x = \frac{2 \pi x \cdot n}{60}$ ist die Stelle mit höchstem Wirkungsgrade bei $n = 1200$ Umdrehungen in der Minute in der Entfernung

$$x = \frac{28{,}3}{40\,\pi} \sim 0{,}225 \text{ m}$$

von der Welle zu suchen, also sehr nahe an der Achse, dort wo praktisch aus konstruktiven Gründen kaum eine wirksame Schraubenfläche schon vorhanden ist. Dieses Zahlenbeispiel lehrt wiederum deutlich, wie beim langsamen Gange der Schraube die Stelle des günstigsten Wirkungsgrades mehr nach außen gegen die Flügelmitte rückt; auch folgt aus dieser Berechnung, daß die in Nähe der Nabenwurzel befindlichen Elemente zur Gesamtwirkung nicht unwesentlich beitragen. Man beachte, daß hier die Umfangsgeschwindigkeit der Vorwärtsgeschwindigkeit fast gleichkommt.

Aus Gleichung VIII erhält man mit obigem Werte für tg β

$$\eta_{max} = \frac{2\,(1 - \sqrt{1 + \varepsilon^2}) + \varepsilon^2}{\varepsilon^2}, \qquad \text{(IX)}$$

und mit dem geschätzten Wert $\varepsilon = 8$ wird $\eta_{max} \sim 0{,}78$, oder die Ausnutzung der eingeleiteten Arbeit beträgt 78 %.

Der Gesamtwirkungsgrad der Luftschraube wird als Mittelwert aus den Einzel-Wirkungsgraden zu ermitteln sein und daher einem niedrigeren Wert entsprechen.

e) Beziehung zwischen Kraft- und Raumausnutzung. Wird Gleichung (VI) durch Gleichung (VII) dividiert, dann erhält das Verhältnis $\frac{1}{i}$ die Form:

$$\frac{1}{i} = \frac{1}{\zeta_W \cdot k \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot v_r^2 \cdot u_x \cos\beta\,(\varepsilon \operatorname{tg}\beta + 1)}; \qquad \text{(X)}$$

das Verhältnis ist mit veränderlichem Winkel β an den verschiedenen Stellen veränderlich und gestaltet sich am günstigsten für

$$\frac{d\frac{1}{i}}{d\beta} = 0 \text{ oder } -\varepsilon\cos\beta + \sin\beta = 0,$$

d. h. für

$$\operatorname{tg}\beta = \varepsilon.$$

Da $\operatorname{tg}\beta = \frac{v}{u_x}$ praktisch stets ein echter Bruch ist, z. B. im vorhergehenden Zahlenbeispiel den Wert $\frac{25}{28{,}3}$ an der Stelle des höchsten Wirkungsgrades erreicht, so ersieht man daraus, daß die praktisch unerreichbare Forderung $\operatorname{tg}\beta = \varepsilon$, die in unserem Falle die Zahl 8 ausmacht, auf wirkliche Ausführungen bezogen zu tatsächlich ungünstigen Verhältnissen zwischen Kraft- und Raumausnutzung führen muß.

3. Theorie der Schraubenwirkung nach Rankine.

Zu ihrem Verständnis bedarf es der Kenntnis einiger Grundgesetze der Mechanik, die vorausgeschickt werden sollen, um die kinematischen Vorgänge an und in der Luftschraube einigermaßen verfolgen zu können.

1. Der Satz vom Antrieb.

Auf diesen Satz wurde schon an anderer Stelle hingewiesen. Versteht man unter Kraftantrieb das Produkt aus Kraft P mal Dauer t ihrer Wirkung (bei drehender Bewegung tritt an Stelle der Kraft die Wirkung des Drehmomentes M), unter Bewegungsgröße das Produkt aus Masse m mal ihrer Geschwindigkeit v (bei drehender Bewegung ist die Masse durch ihr Trägheitsmoment J, die Geschwindigkeit durch die Winkelgeschwindigkeit ω bzw. ω_1 zu ersetzen), so drückt der Satz vom Antrieb die Gleichheit zwischen Kraftantrieb und der durch ihn erfolgten Änderung der Bewegungsgröße aus.

$$P \cdot t = m \cdot (v_1 - v)$$

bzw.

$$M \cdot t = J \cdot (\omega_1 - \omega).$$

Für eine sekundlich zufließende Luftmasse m vom Trägheitsmoment J, gehen die vorstehenden Gleichungen über in

$$P = m \cdot (v_1 - v)$$
$$M = J\,(\omega_1 - \omega).$$

Wird eine Beunruhigung der Luft durch das im Marsche befindliche Flugzeug nicht vorausgesetzt, dann ist die relative Eintrittsgeschwindigkeit der Luftfäden in das Wirkungsbereich der Schraube unter Vernachlässigung eines Ansaugens $v = 0$; die ideale achsiale Austrittsgeschwindigkeit der als geschlossener Strahl nach hinten austretenden Luftmasse, wenn von gleichzeitiger Luftströmung in Richtung der Schraubenebene abgesehen wird, sei v_1; in der Schraube findet durch die übertragene Arbeit eine Beschleunigung von $v = 0$ auf v_1 statt. Der Satz vom Antrieb lautet dann für die sekundlich der Schraube zuströmende Luftmasse m

$$P = m \cdot v_1;$$

hier ist P die in Richtung der Schraubenachse wirksame Reaktion, die wir früher als Vortrieb oder Zugkraft bezeichnet haben.

Von Rankines Theorie ausgehend hat Prof. Finsterwalder als denkbar günstigste achsiale Vortriebskraft einer Schraube den Wert gefunden:

$$P' = \sqrt[3]{2\,\frac{\gamma}{g}\,F_1 \cdot L^2},$$

wenn L die aufgenommene Leistung in mkg/sc und F_1 der von den Flügelspitzen beschriebene Kreis in m^2 bedeuten.

Die ideal aufzunehmende Gesamtleistung setzt sich zusammen:

1. Aus dem erforderlichen sekundlichen Energieaufwand zur Beschleunigung der Luftmasse

$$L_1 = \frac{1}{2} m v_1^2.$$

2. Aus der erreichten Nutzleistung $L_2 = Pv$, die in der Fortbewegung des Flugzeugs in Richtung seiner Achse mit der Geschwindigkeit v besteht, so daß sich als ideale aufzuwendende Gesamtleistung

$$L = P \cdot v + \frac{m}{2} v_1^2$$

ergibt.

Der Wirkungsgrad ermittelt sich durch den Ansatz:

$$\eta = \frac{P \cdot v}{Pv + \frac{m}{2} v_1^2} = \frac{P \cdot v}{Pv + \frac{P}{2v_1} v_1^2} = \frac{v}{v + \frac{v_1}{2}}. \quad \text{(XI)}$$

Die Gleichung stellt den größtmöglichen Wert für eine ideale Strömung dar.

Die Untersuchung lehrt, daß der Wirkungsgrad umso günstiger sich stellt, je kleiner die Austrittsgeschwindigkeit der nach rückwärts geschleuderten Masse ist.

In dem Rankineschen Ansatz ist weder auf die auch am Versuchsstande beobachtete Einschnürung des austretenden Luftzylinders, noch auf die Druckverminderung hinter der Luftschraube, die durch Saugwirkung des ausgeworfenen Luftstrahls hervorgerufen wird, Rücksicht genommen.

Durch Prof. Reißner, Dr. Bendemann haben diese Ansätze wesentliche Erweiterung erfahren.

Ein Beispiel wird den großen Einfluß der Austrittsgeschwindigkeit einigermaßen klarer durchblicken lassen.

Eine Flugmaschine bewege sich mit 15 m/sec Geschwindigkeit und biete hierbei einen Bewegungswiderstand von 80 kg. Zur Fortbewegung wäre somit eine theoretische Leistung aufzuwenden von

$$N = \frac{80 \cdot 15}{75} = 16 \text{ PS}.$$

In Wirklichkeit stellt sich die geringste Leistung wie folgt.

Es wird angenommen, daß m = 25 m³/sec Luft sekundlich von der Luftschraube zu beschleunigen wären, dann ist nach dem Satz vom Kraftantrieb die der Luft zu erteilende Geschwindigkeit

$$v_1 = \frac{P \cdot t}{m} = \frac{80 \text{ kg} \cdot 1 \text{ sec}}{\frac{G}{g} \frac{\text{kg}}{\text{m}^2/\text{sec}}},$$

wenn G das Gewicht der sekundlichen, also in der Zeit t = 1 zu beschleunigenden Luftmasse bedeutet.

Das Gewicht von 25 m^3 Luft bei mittleren Drücken und Temperaturen beträgt etwa 25 · 1,29 ~ 32 kg bzw.

$$\frac{G}{g} = \frac{32}{9{,}81} \sim 3{,}27,\ m^3$$

so daß

$$v_1 = \frac{80}{3{,}27} \sim 24 \text{ m/sec sein müßte.}$$

Um eine Reaktionswirkung von 80 kg durch die Schraube auf die Luft hervorzurufen, müßten 25 m^3 Luft mit 24 m/sec Geschwindigkeit nach rückwärts befördert werden.

Die absolute Geschwindigkeit der Schraube in der Luft muß 39 m sein. Die Luftschraube müßte 39 m/sec fortschreiten und dabei einen Rücklauf von 24 m/sec erleiden. Ihr Antrieb erfordert somit

$$N = \frac{80 \cdot 39}{75} \sim 41 \text{ PS.}$$

Dies Resultat zeigt den großen sekundlichen Arbeitsverlust von 25 PS, der seine Ursache in der großen Austrittsgeschwindigkeit hat. Würde man das Flugzeug mit einer Schraube ausstatten, die ein weit größeres Luftquantum in Beschleunigung zu versetzen vermag, z. B. die vierfache Luftmenge, wozu nur die Anbringung einer Schraube vom zweifachen Durchmesser notwendig wird, weil man annehmen kann, daß der von der Schraube in den beschleunigten Zustand versetzte Luftzylinder den von ihr bei der Drehung beschriebenen Kreis zur Grundfläche hat, so stellt sich obige Rechnung jetzt

$$v_1 = \frac{80}{4 \cdot 3{,}27} \sim 6 \text{ m/sec.}$$

Die Luft braucht jetzt nur mit 6 m/sec Geschwindigkeit aus der Schraube nach rückwärts befördert zu werden zur Erzeugung desselben Vortriebes von 80 kg.

Die Schraube hat dann eine absolute Geschwindigkeit von nur

$$15 + 6 = 21 \text{ m/sec}$$

und bedarf zu ihrem Betriebe

$$\frac{80 \cdot 21}{75} \sim 22 \text{ PS.}$$

Die Leistung sinkt also auf die Hälfte, bedingt durch die Anwendung der größeren Schraube.

Durch Verbindung der Ergebnisse Froudescher und Rankinescher Betrachtungen beweist Prof. Reißner den großen Einfluß von β

auf die Völligkeit des Flügels, und zwar in der vereinfachten Form:

$$\frac{B}{2\pi x} = \sin \beta.$$

Diese Beziehung gestattet an jeder Stelle x aus der Richtung des Relativstromes die Flügelbreite B zu bestimmen.

Eine Luftschraube mit konstanter Steigung kommt dieser Beziehung als günstigste Flügelform recht nahe.

Die Drzewicki - Schraube besitzt als günstigste Form konstante Breite und den konstanten Einfallswinkel $\alpha = 2^0$. Auf Froudes Theorie fußend, leitet Dipl.-Ing. Eberhardt eine erforderliche Flügelbreite B ab, die in Gleichung

$$P = a \cdot B \frac{\gamma}{g} \cdot \frac{\pi^2 n^2}{1800} \left(R^2 - r^2 - a^2 \cdot \ln \frac{R^3 + a^3}{r^2 + a^2} \cdot \right) z$$

enthalten ist; hier bedeuten: P der erzeugte Schraubenvertrieb, $a = \frac{H}{2\pi}$, n = Anzahl der minutl. Umdrehungen, R der äußere und r der innere Schraubenhalbmesser, z Anzahl der Flügel.

Drzewiecki macht die Flügelbreite seiner „Normalschraube" in allen Radien gleich groß, so daß die Grundrißprojektion ein Rechteck wird; die normale Flügelbreite wird:

$$B \sim \tfrac{3}{4}\, m,$$

unter m den vom Konstrukteur für seine Berechnungen eingeführten Modul, d. i. den für 1 Bogengrad Umdrehung zurückgelegten Vorwärtsweg der Schraube verstanden;

$$m = \frac{v}{2\pi \cdot \frac{n}{60}} = \frac{v}{\omega}.$$

4. Die Rateausche Theorie.

Rateaus Theorie fußt auf folgender Anschauung.

Wird der Flügel durch die Luft gezogen, dann beeinflußt jedes Flügelelement entsprechend seiner Breite B und seiner Relativgeschwindigkeit v zu der ihm umgebenden Luft einen bestimmten Luftstreifen, dessen Dicke h_0 der Flügelbreite an dieser Stelle proportional ist. Tritt dieser Streifen in den Wirkungsbereich des Flügelelementes, dann wird ein Teil längs der Druckfläche des Flügels, der andere am Flügelrücken abfließen und dabei eine Ablenkung und Verminderung seiner Einströmgeschwindigkeit v auf v_1 erfahren; die Ausströmgeschwindigkeit v_1 ist proportional der Eintrittsgeschwindigkeit v, so daß gesetzt werden kann

$$v_1 = v \cdot (1 - \varepsilon),$$

wenn ε ein von der Form des Flügelquerschnittes und seiner Oberflächenbeschaffenheit abhängiger Wert ist, der höchstens 0,01 genommen werden kann, zumeist darunter bleibt.

Der weitaus größte Teil des vom Flügelelement beeinflußten Luftstreifens vereinigt sich hinter der Austrittskante des Flügels zu einem geschlossenen Strahl, dessen Relativgeschwindigkeit eine mittlere Richtung zwischen den Tangenten an die Vorder- und der Austrittskante des Flügels sein muß und nicht wesentlich von der Winkelhalbierenden dieser Tangentenrichtungen abweicht.

Die auf das Flügelelement ausgeübten dynamischen Kräfte lassen sich aus der beeinflußten Luftmenge, die von dem Verhältnisse $\frac{h_0}{B}$ abhängt und aus der Geschwindigkeitsänderung beim Durchgang durch den Flügel, die durch ε bestimmt ist, berechnen. Dipl.-Ing. Dornier hat auf Grund dieser Betrachtung von Rateau eine Schraubentheorie ausgebildet, deren Anwendung auf die praktische Formgebung der Schrauben für die Zeppelinluftschiffe nicht ohne Einfluß gewesen ist.

5. Der Druckmittelpunkt der Schraubenfläche.

Größe und Richtung des auf jedes Flächenelement entfallenden Luftwiderstandes hängt von Größe und Lage des Elementes ab und kann mittels der Beziehungen Gleichung (IIIa) und (IIIb) für die aus den Widerstandskurven entnommenen Werte für ζ_w und ζ_t gefunden werden. Durch Summierung der Einzelwirkungen erhält man schließlich den Gesamtvortrieb $P = \Sigma \Delta P$ und den gesamten Bewegungswiderstand

$$R = \Sigma \Delta R.$$

Die Auswertung von P und R geschieht am einfachsten auf graphischem Wege, wie es an einem späteren Beispiel dadurch vorgenommen worden ist, daß man die Schraubenfläche in eine genügende Zahl von Flächenteilen von 10—20 cm Breite zerlegt, und deren zugehörige Kraftanteile sucht.

Die Resultierende aller dieser elementaren Reaktionen greift in einem Punkte der Schraubenoberfläche an, den wir als Druckmittelpunkt bezeichnen; seine Lage ist wie bei Tragflächen vom Avanzinischen Gesetz abhängig. Wir ermitteln ihn am bequemsten auf graphischem Wege, indem wir die P-Kurve aufzeichnen, das ist jene Kurve, die wir dadurch erhalten, daß wir als Abszissen die Radien und als Ordinaten die in diesen Entfernungen ermittelten P-Komponenten auftragen. Der Schwerpunkt der von der P-Kurve, der Anfangs- und Endordinate und der Abszissenachse eingeschlossenen Fläche fällt geometrisch mit dem Druckmittelpunkt zusammen.

In ihm kann man sich die gesamte Wirkung der Luft vereinigt denken; im Entwurfe kann man seinen Abstand vom Wellenmittelpunkte

$$\rho = 0{,}375\,D$$

bei 2 Flügeln und

$$\rho = 0{,}36\ \ D$$

bei 3 Flügeln wählen.

Die Praxis zeigt, daß man bei einem G kg schweren Flugzeug mit

$$P = 0{,}30 \text{ bis } 0{,}40\ G$$

insgesamt erforderlicher Zugkraft zu rechnen hat.

6. Das Drehmoment und die Arbeit an der Luftschraube.

Der Abstand des Druckmittelpunktes von der Schraubenachse werde mit ρ, der Gesamtvortrieb und Gesamtwiderstand gegen die Drehung, im Druckmittelpunkt angreifend gedacht, mit P bzw. mit R bezeichnet.

Das resultierende Drehmoment, das in die Schraube behufs Erhaltung ihrer Drehung, also zur Überwindung des Widerstandes einzuleiten ist, muß den Wert haben

$$M = R \cdot \rho.$$

1. Eingeleitete Leistung.

Die aufzuwendende sekundliche Arbeit, an der Schraube selbst gemessen, wird sein: Drehmoment mal Winkelgeschwindigkeit:

$$L_t = M \cdot \omega = R \cdot \rho\,\omega = R \cdot \rho\,\frac{\pi n}{30}.$$

und weil $\frac{\rho \pi n}{30}$ die Umfangsgeschwindigkeit u_ρ des Druckmittelpunktes vorstellt, so ist

$$L = R \cdot u_\rho \text{ mkg/sec.}$$

Um zu einer besonders einfachen Beziehung zwischen erzeugter Schubkraft und aufgewendeter Motorleistung zu gelangen, machen wir von der nur unter Voraussetzung einer reibungslosen Wirkung des Luftwiderstandes richtigen Annahme Gebrauch, daß der Gesamtwiderstand $W = \Sigma\, \Delta W$ im Druckmittelpunkte senkrecht zur Schraubenfläche bei ebener Druckfläche, bzw. senkrecht zur Sehnenebene der gewölbten Druckfläche gerichtet ist. (Abb. 145b.)

Zwischen R und P besteht dann die Beziehung $R = P \operatorname{tg} \gamma$, wobei γ hier die Neigung desjenigen Flächenelementes darstellt, das den Druckmittelpunkt enthält.

Mithin ist auch die aufgewendete Leistung L_t

$$L_t = P \cdot tg\,\gamma \cdot u_\rho = P \cdot \frac{H}{2\,\rho\,\pi}\,u_\rho$$

oder

$$L_t = P \cdot \frac{H}{2\,\rho\,\pi} \cdot \frac{\pi\,\rho\,n}{30} = \frac{P \cdot H \cdot n}{60}\ \text{mkg/sec}$$

oder, die in die Schraube eingeleitete Leistung in PS ausgedrückt, bei n Umdrehungen in der Minute hat den Wert

$$N_t = \frac{1}{60 \cdot 75}\,P\,H \cdot n \text{ in PS.} \qquad \text{(XII)}$$

2. Nutzleistung.

Die nutzbar gemachte sekundliche Fortbewegungsarbeit L_n findet man als das Produkt aus Zugkraft P und der Marschgeschwindigkeit v

$$L_n = P \cdot v$$

und in PS gemessen wird

$$N_n = \frac{P\,v}{75}\ \text{PS.} \qquad \text{(XIIa)}$$

3. Der mechanische Wirkungsgrad der Schraube.

Dieser bestimmt sich als Verhältnis

$$\eta_{sch} = \frac{\text{nutzbar gemachte Leistung}}{\text{aufgewendete Leistung}} = \frac{L_n}{L_t}\,\frac{P \cdot v}{P\,tg\,\gamma \cdot u_\rho}. \qquad \text{(XIII)}$$

Natürlich sind auch in dieser Beziehung Luftreibung oder schädliche Widerstände, wie solche durch Unebenheiten, Vorsprünge, Versteifung und Stärke der Flügelblätter usw. bedingt sind, nicht berücksichtigt. Veranschlagt man die Oberflächenreibung einer mit sehr glatter Oberfläche hergestellten Schraube sehr gering, etwa mit 4 v. H. des Vorschubes, dann erhält man den genaueren Wert

$$\eta_{sch} = \frac{P \cdot v}{(P\,tg\,\gamma + 0{,}04\,P)\,u_\rho} = \frac{v}{(tg\,\gamma + 0{,}04)\,u_\rho}. \qquad \text{(XIIIa)}$$

Aus der Abb. 145a ist durch das Dreieck AOG die Beziehung festgelegt:

$$A\,G = O\,A \cdot tg\,\gamma = A\,C + C\,G$$

oder

$$tg\,\gamma \cdot u_\rho = v_i = v + v',$$

wenn v die wirkliche sekundliche Vorrückung, v' die Rücklaufgeschwindigkeit und u_ρ die Umfangsgeschwindigkeit des Druckmittelpunktes darstellen; v_i wird als ideelle Marschgeschwindigkeit bezeichnet und stellt die sekundliche Vorrückung vor, die die Luftschraube haben würde, wenn keine Schlüpfung vorhanden, also der Wert $v' = CG = 0$ wäre. Dieser Zustand, der bezüglich der Größe des zurückgelegten Weges wohl als ideal zu bezeichnen wäre, würde jedoch, wie aus der Abb. 145a deutlich zu sehen ist, einen Einfallswinkel $\alpha = 0$ bedingen,

daher keine Wirkung der Luftfäden auf die Schraubenflächen erzielen lassen, d. h. der erzeugte Vortrieb dieses Mechanismus würde Null sein.

Diese Betrachtung lehrt, daß mit der Erzeugung einer bestimmten Vortriebskraft ein gewisser Slip, ein Verlust an Vorwärtsbewegung unbedingt verknüpft sein muß.

Setzt man

$$v_i = \operatorname{tg}\gamma \cdot u_\rho = v + v',$$

so kann Gleichung (XIIIa) auch in der Form geschrieben werden:

$$\eta_{sch} = \frac{P \cdot v}{P v + P v' + P \cdot 0{,}04\, u_\rho}. \qquad \text{(XIIIb)}$$

Dieser Ausdruck gibt uns ein klares Bild über die Art, wie die in die Schraube eingeleitete Motorleistung (Nenner) verbraucht wird:

1. zur Umsetzung in Vorrückungsarbeit $P v$; diese wird teils zur Erhaltung des Schwebezustandes der Flugmaschine, teils durch Überwindung ihrer schädlichen Widerstände aufgebraucht;

2. zur Leistung der Rücklaufsarbeit Pv', die in der Luftmasse, die den Flügel verläßt, in Form von kinetischer Energie oder in Gestalt erhöhter Druckenergie aufgespeichert ist;

3. um Luftreibung einschließlich schädlicher Stoßverluste längs der Schraubenfläche zu überwinden.

Je kleiner u_ρ, je langsamer die Drehung der Schraube stattfindet, desto größer der mechanische Wirkungsgrad.

Praktisch zufriedenstellende Werte sind $\eta_{sch} = 0{,}65$; bei ebenem Querschnitt und bei sorgfältig gewölbten Schrauben kann derselbe auf rund 78 % im günstigen Falle steigen.

Drzewiecki gibt bei seiner Normalschraube in seinem Werke „Des hélices aériennes" als günstigsten Wirkungsgrad bei 2° konstantem Einfallswinkel den Wert

$$\eta = 0{,}887 - 0{,}0234\, m$$

an, wenn m der Modul ist.

Setzt man die Strömungsgeschwindigkeit über den ganzen von der Schraube beschriebenen Kreis $F_1 = \frac{\pi}{4} D^2$ gleichförmig voraus, so kann der theoretische Höchstwert des Wirkungsgrades einer Schraube von der Vorwärtsgeschwindigkeit v und der Zugkraft P nach Prof. Finsterwalder gesetzt werden:

$$\eta = \frac{2}{1 + \sqrt{\dfrac{2 P}{\dfrac{\gamma}{g} F_1 \cdot v^2} + 1}} \qquad \text{(XIV)}$$

Führt man die auf Seite 66 eingeführte Luftwiderstandszahl c ein, dann ist mit $P = c \cdot v^2$

$$\eta = \frac{2}{1 + \sqrt{\frac{2\,C}{\frac{\gamma}{g} F_1} + 1}} \qquad \text{(XIVa)}$$

Wählt man für ein Flugzeug den mittleren Wert $c = 0{,}15$, dann wird unter Annahme eines Schraubendurchmessers $D = 2{,}2$ m

$$\eta_{max} = 0{,}88.$$

Die Gleichung (XIVa) drückt aus, daß ein und dieselbe Luftschraube an verschiedenen Flugzeugen von gleicher Geschwindigkeit montiert, verschiedenen Wirkungsgrad hat.

Mit abnehmender Luftwiderstandsziffer des Flugzeugs und wachsendem Durchmesser der Schraube wird der Höchstwert des Wirkungsgrades wachsen.

Im übrigen darf nicht vergessen werden, daß es sich bei jedem Schraubenantrieb um die Umwandlung von Motorarbeit in Vortriebsarbeit handelt; es ist daher der Wirkungsgrad aller Übertragungsorgane noch zu berücksichtigen.

Von diesem Gesichtspunkte aus ist der direkte Antrieb, wie er heute fast ausnahmlos in Anwendung kommt, indem Motor- und Schraubenwelle direkt gekuppelt sind, vorteilhaft, dagegen drücken die dadurch bedingten großen Umfangsgeschwindigkeiten η_{sch} herunter.

Bei der Wrightschen Anordnung einer Kettenradtransmission von Motor- zur Schraubenwelle heben sich Vor- und Nachteil gegenüber der direkten Kupplung teilweise auf; es dürfte sich sogar eine Steigerung des η_{sch} infolge der mehr ins Gewicht fallenden geringeren Tourenzahl der Schraube nachweisen lassen.

4. Motorleistung.

Ist die effektive Leistung des Motors L_m, L_t die in die Schraube eingeleitete Leistung, dann wird der Wirkungsgrad der Transmission sein

$$\eta_t = \frac{L_t}{L_m}$$

und der Gesamtwirkungsgrad bei Überleitung der Motorleistung bis zur erzielten Fortbewegungsarbeit an der Schraube:

$$\eta = \eta_t \cdot \eta_{sch} = \frac{L_t}{L_m} \cdot \frac{L_n}{L_t} = \frac{L_n}{L_m}.$$

Bei direkter Kupplung wird $\eta_t = 0{,}95$, bei Verwendung von Getrieben wie bei Wright $\eta_t \sim 0{,}90$ zu schätzen sein, so daß

$$\eta = 0{,}65 \cdot 0{,}95 \sim 0{,}62$$
$$\eta = 0{,}65 \cdot 0{,}9 \quad \sim 0{,}6$$

im Mittel zu erwarten ist, je nachdem direkte Kupplung oder eine Übersetzung in Frage kommt.

7. Beziehung zwischen Motor und Schraube.

Die Motorleistung ist bekanntlich nicht unveränderlich, sondern eine von der Tourenzahl n abhängige Größe. Diese Abhängigkeit verläuft so, daß innerhalb der normalen Umdrehungszahlen die

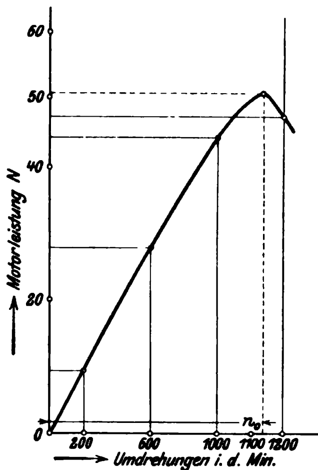


Abb. 146.

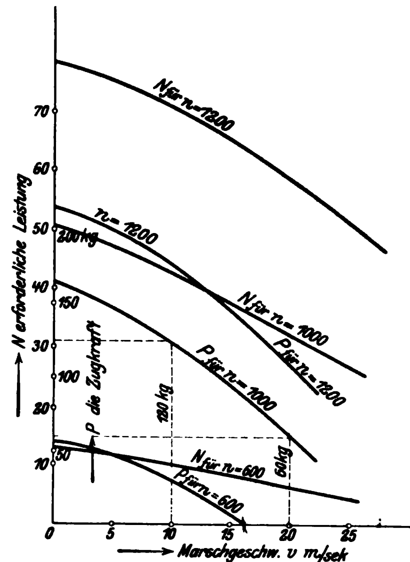


Abb. 147.

Leistung sich proportional diesen ändert; bei größer werdendem n hört das proportionale Anwachsen auf, etwa bei 1100 Touren in Abb. 146, bei einem kritischen Werte n_0, tritt eine Abnahme der Leistung ein. Bremsversuche, die am Versuchsstande bei verschiedenen Umdrehungen ausgeführt wurden, geben diesen Zusammenhang, zwischen Motorleistung und minutlicher Umdrehungszahl, wie ihn Abb. 146 zeigt.

Der Vorschub wächst im allgemeinen mit wachsender Umdrehungszahl des Motors, nimmt jedoch bei gleichbleibendem n mit wachsender Marschgeschwindigkeit v ab; der Grund für diese Erscheinung ist einerseits in dem Verhalten der Luftströmung um die Schraube zu suchen, andererseits darin, daß der Anteil der Vorschubkraft, der zum Schweben erforderlich ist, bei kleiner werdendem Einfallswinkel bzw. bei größer werdender Fahrtge-

schwindigkeit geringer wird. Im Abschnitte über Druckverteilung sollen diese Verhältnisse ausführlicher dargelegt werden.

Nach Messungen von Kapitän Dorand und Duchêne war die Abnahme von P bei n ~ 1000 fast indirekt proportional der Fahrtgeschwindigkeit; bei kleineren Umdrehungszahlen geschieht die Abnahme wesentlich stärker als mit der ersten Potenz, bei höheren Werten von n sind weit geringere Abnahmen vorhanden als bei kleineren Umdrehungszahlen. Siehe die P-Kurven in Abb. 147. Hier kann zu jeder Geschwindigkeit v und Tourenzahl n die Zugkraft P abgelesen werden.

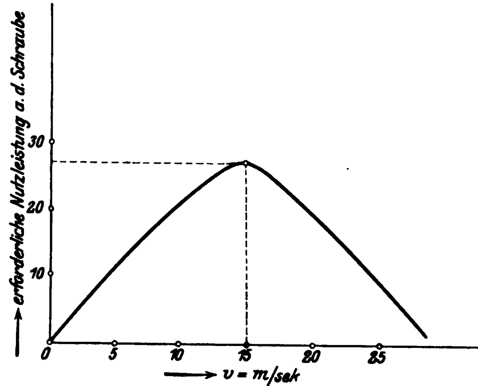


Abb. 148.

Die erforderliche, zugeführte Motorleistung fällt mit größer werdender Fluggeschwindigkeit wegen des rasch sinkenden Vortriebes ab, gleiche Tourenzahl vorausgesetzt. Man betrachte in Abb. 147 die N-Kurven, die die zum Schraubenantrieb erforderliche Leistung in PS angeben. Z. B. bei v = 10 m/sec betrug der Schub P = 120 kg bei 42 PS erforderlicher Leistung, bei v = 20 m/sec würde P nur noch 60 kg betragen mit 31,5 PS aufzuwendender Leistung.

Nach obigen Angaben stellte sich in diesen Fällen der mechanische Wirkungsgrad wie folgt.

Die Schraubenarbeit betrug bei v = 10 m/sec

$$L_t = 120 \cdot 10 = 1200 \text{ mkg/sec},$$

die Motorleistung

$$L_m = 42 \cdot 75 = 3150 \text{ mkg/sec}$$

oder

$$\eta = \frac{1200}{3150} \sim 0{,}38.$$

Bei v = 20 m/sec ergeben sich für

$$L_t = 60 \cdot 20 = 1200 \text{ mkg/sec Schraubenleistung}$$

und

$$L_m = 31{,}5 \cdot 75 = 2\,362{,}5 \text{ mkg/sec Motorleistung},$$

somit

$$\eta = 0{,}51$$

wesentlich höher als im ersten Falle.

Der Wirkungsgrad und damit die Nutzleistung steigen mit größerer Fahrtgeschwindigkeit bis zu einem günstigen Werte der Vorwärtsgeschwindigkeit, die für das richtig entworfene Flugzeug im Zusammenhange mit Motor und Schraube der normalen Fahrtgeschwindigkeit entsprechen soll. In Abb. 148 ist dieser Wert bei v = 15 m/sec zu suchen.

Steigt oder fällt letztere über oder unterhalb die normale, so wird in jedem Falle die Nutzleistung, also der Wirkungsgrad, kleiner.

8. Das Verhalten der Schraube im Marsche.

Die im vorstehenden Abschnitt gegebenen Erklärungen lassen das unterschiedliche Verhalten der im Marsche befindlichen Schraube gegenüber der am Orte arbeitenden deutlich erkennen.

Auf Grund von Versuchen, bei denen man gegen die am festen Stand arbeitende Luftschraube einen Luftstrom mit derjenigen Geschwindigkeit v führte, die als Marschgeschwindigkeit für die Luftschraube angenommen war, ermittelte man als wahrscheinlichen Wert für die im Marsche befindliche Zugkraft

$$P = P_0\left(1 - \frac{v}{v_i}\right), \qquad \text{(XV)}$$

wenn P_0 die Zugkraft am Stand und $v_i = \frac{H \cdot n}{60}$ die ideelle Marschgeschwindigkeit bedeuten. Je größer die Fluggeschwindigkeit v, desto geringer wird die Vortriebskraft im Fluge. Im Abschnitt über „Druckverteilung“ wird darüber noch weiteres ausgesagt werden.

Eine am festen Prüfstande probierte Schraube verbraucht eine bestimmte PS-Zahl schon bei einer kleineren Tourenzahl, als es diejenige ist, mit welcher sie sich im Marsche zu drehen hat.

Am Stand geht die Tourenzahl bis auf 33 % zurück, wie mir ein am Schraubenprüfstand sehr erprobter Konstrukteur ausdrücklichst versicherte.

Diese Erscheinung ist so zu verstehen: Eine Schraube für 50 PSe und n = 1200 in der Minute wird am Prüfstand untersucht.

Man findet dort z. B., daß die 50 PSe bereits bei 960 Umdrehungen verbraucht werden, dann ist die Tourenzahl am Stande um

$$\frac{1200 - 960}{1200} \cdot 100 = 20\,\%$$

zurückgeblieben.

Die Schraubendimensionen sollen daher am festen Stande nicht bei der vollen normalen Leistung, sondern bei etwa ¾ davon festgelegt werden.

Ich möchte nun nicht unterlassen, darauf aufmerksam zu machen, daß eine gewölbte Schraube fast durchgängig erst durch die Erfahrungen im Prüfstand verbessert werden muß. Es handelt sich dabei immer darum, die bestimmte Tourenzahl bei den gegebenen PS zu erreichen. Man hilft sich hier derart, daß man Durchmesser oder Breite ändert, bis eben die gewünschte Umdrehungszahl für die gegebenen PS erreicht ist. Ingenieur Legrand gibt nachstehende Meßresultate an einem im Fluge befindlichen Voisinapparat bekannt.

Das Gewicht des Apparates betrug im marschfertigen Zustande 580 kg, die Luftschraube hatte D = 2,6 m, H = 1,55 m und zeigte bei n = 1000 am festen Prüfstande 165 kg Zugkraft. Während des Fluges stieg die Tourenzahl unmerklich höher auf 1010, und die Zugkraft nahm auf 110 kg ab; in Prozent ausgedrückt, betrug die Abnahme 33 %.

Der Rücklauf der Schraube machte 24 % aus.

Bei einem zweiten Versuchsapparate, dessen Gewicht 480 kg betrug, hatte die verwendete Schraube D = 2,8 m, Steigung H = 1,2 m und rotierte mit n = 980 am festen Platze; im Fluge stieg letztere auf 1080 und die Vortriebskraft fiel von 120 kg auf 80 kg, also um 35 %.

9. Einrichtung des Prüfstandes.

Es wurde vorstehend des öfteren bereits betont, von welch hervorragender Bedeutung die praktische Erprobung einer berechneten Luftschraube auf ihre Leistungsfähigkeit ist; es wurde auch angedeutet, daß es von besonderem Vorteil sein muß, die Luftschraube unter jenen Bedingungen zu prüfen, unter denen sie zur Arbeit herangezogen wird, also im Marsche, wenn möglich im Flugapparate selbst.

Zweckentsprechende Anlagen verwendet seit längerem Graf Zeppelin in Gestalt eines Dampfbootes, auf dem die Prüfschraube in einem Gestell montiert wird; eine ähnliche Vorrichtung lernte ich beim Kgl. Luftschifferbataillon Berlin kennen. Die Siemens-Schuckert-Werke besitzen gleichfalls eine Prüfanlage, und in jüngster Zeit war auf der ILA 1909 in Frankfurt eine derartige Anlage ausgeführt. Letztere bestand aus einem mit einem eisernen Unterbau versehenen Schienenwagen, der sich mittels Benzinmotors auf einem fortlaufenden Geleise bewegte, das in der Windhauptrichtung verlegt war, um möglichst den das Resultat beeinflussenden Seitenwind abzuhalten; auf diesem Fahrgestell waren neben dem Motor die nötigen Meßvorrichtungen übersichtlich montiert. Ohne Zweifel wäre es praktischer gewesen, einen leichten Schraubenwagen mit elektrischem Antrieb auf einer in sich geschlossenen kreisförmigen Gleisbahn bewegen zu lassen, weil man den Einfluß desSeitenwindes so am besten ausmerzt;

auch ist die Vornahme von Versuchen dann nicht an eine bestimmte Zeit gebunden.

Mit einer solchen Anlage kann man bei einem Explosionsmotor von gegebener Tourenzahl die passendsten Luftschraubendimensionen finden, indem man durch systematische Abänderung der Breite, Durchmesser, Steigung, Flügelzahl den günstigsten Wirkungsgrad ermittelt. In neuester Zeit haben Ing. Eiffel in Paris, Dr. Bendemann in Lindenberg beachtenswerte Schrauben-Versuchsstände geschaffen.

10. Ein- oder Zweischraubenantrieb.

Die Gebr. Wright haben bei ihrer Flugmaschine zwei gegenläufig sich drehende Schrauben angeordnet, deren Umdrehungszahl von der Motorwelle aus mit je einer Kettenradübersetzung in langsame übersetzt wird.

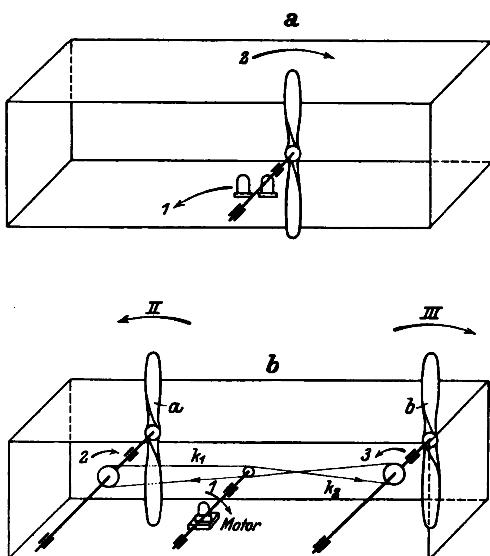


Abb. 149.

Hinsichtlich des Wirkungsgrades ist diese Anordnung gewiß vorteilhaft, auch bedingt sie einen Ausgleich des durch die Rotation an der Maschine auftretenden Reaktionsmomentes. Bei den französischen und deutschen Konstrukteuren hat diese Bauweise jedoch wenig oder gar keine Nachahmung gefunden; hier herrscht das Einschraubensystem vor.

Vor- und Nachteile beider Konstruktionen werden sich an der Hand des Begriffes von Aktion und Reaktion am deutlichsten ergeben. Als einfachstes Schulbeispiel der Begriffe Wirkung und Gegenwirkung pflegt man den Rücklauf des Geschützgestelles (Reaktion) beim Abfeuern des Geschosses (Aktion) anzuführen. Die kinetische Energie des Geschosses muß gleich der Reaktionsarbeit sein, die bei der Rückbewegung des Geschützes längs eines bestimmten Weges verrichtet wird; in gleicher Weise wird das Fundament eines Motors in entgegengesetzter Richtung zur augenblicklichen Bewegung der hin- und hergehenden Teile zurückweichen wollen. Während man beim ortsfesten Motor von dieser Fundamentbewegung kaum etwas merkt, tritt diese bei der

Lokomotive, beim Dampfschiff deutlicher in die Erscheinung und wird beim Flugzeug sogar eine freie Bewegung entgegengesetzt der Motordrehung auslösen. Die Seitenstabilität wird störend beeinflußt, wie früher erörtert wurde.

In Abb. 149a bedeutet: Pfeil 1 Drehungsinn des Motors und der Schraube, Pfeil 2 Drehungsinn des Flugzeuges um die Längsachse.

Beim Zweischraubenantrieb werden die beiden gleich großen entgegengesetzt wirksamen Reaktionsmomente am Flugapparate keine Störung der Gleichgewichtslage hervorrufen.

Abb. 149b erläutert dies näher.

Pfeil 1 Motordrehung.
„ 2 Drehung der linken Schraube a mittels eines offenen Kettentriebes.
„ II Drehsinn des Reaktionsmomentes an der Schraube a.
„ 3 Drehung der rechten Schraube b mittels gekreuzten Kettentriebes k_2.
„ III Drehsinn des Reaktionsmomentes an der Schraube b.

Diesem Vorteile eines ausgeglichenen Reaktionsmomentes stehen als Nachteil die konstruktiv kompliziertere Lösung, die leicht Anlaß zur Betriebsstörung gibt (Reißen einer Kette usw.). Außerdem wird bei zufälliger oder gewaltsamer Stillegung der einen Schraube, die einseitige Schubwirkung der anderen Schraube eine Neigung des Apparates verursachen.

Doch ist die damit verbundene Gefahr weit geringer, als früher angenommen wurde. Einzelne Wrightflugzeugführer (Abramowitsch), die sich in solchen gefahrbringenden Lagen befanden, haben durch

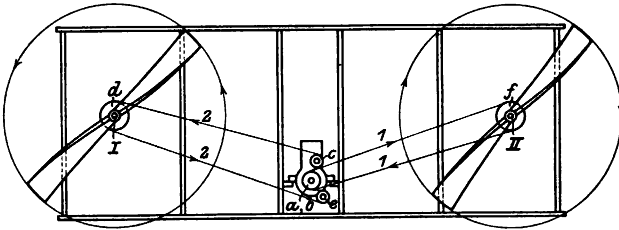


Abb. 150.

ihre Besonnenheit gezeigt, daß in der Tat die einseitige Wirkung des Zweischraubensystems zu keinerlei Unglücksfall führen muß; sie läßt sich durch Betätigung des Seitensteuers ausgleichen. Im übrigen kann man durch die Anordnung nach Savary oder nach der Konstruktion der Deutschen Wright-Gesellschaft die einseitige Wirkung nur einer arbeitenden Schraube durch Verwendung einer Kette ohne Ende umgehen. Auf der Motorwelle (rechtsläufig) in Abb. 150 sitzt

ein Kettenrad a, von dem der Kettentrieb 1—1 nach dem Kettenrad f auf der Schraubenwelle II führt; von hier zurück nach dem Kettenrad b auf der Motorwelle und weiter über die Leitrolle c mit 2—2 nach dem Rade d auf der Schraubenwelle II, von hier zurück über die Leitrolle e nach dem ersten Kettenrad.

11. Druckverteilung am Schraubenflügel.

In ähnlicher Weise wie von Ing. Eiffel die Druckverteilung über dem Tragflügel untersucht wurde, sind in letzter Zeit im Göttinger Laboratorium eingehende Versuche über die Druckverteilung am Schraubenflügel vorgenommen worden. Zu diesem Behufe war das Schraubenmodell aus galvanischem Niederschlag hohl hergestellt und die Oberfläche mit einer großen Zahl von feinen Löchern versehen worden, die in den entsprechenden Radien von der Nabenmitte aus angeordnet waren und zur Druckmessung mittels eines genauen Mikromanometers dienten.

Das Ergebnis dieser Untersuchungen ist sehr lehrreich und zeigt, daß das Verhalten der Luft auf der Druckseite und am Rücken des Flügels durchaus verschieden ist.

Die Druckwirkung über den Flügel ist, von innen nach außen betrachtet, nicht gleichmäßig; sie wächst vielmehr von der Nabe, wo sie nur einen sehr geringen Wert besitzt, gegen die Flügelspitze zu bis auf etwa $^3/_4$ des Radius R. Die Saugwirkung hingegen ist von Anfang an stärker und erreicht bei einer Entfernung von 0,875 R Werte, die das Dreifache der Druckwirkung an dieser Stelle ausmachen.

Die diesen Drücken entsprechenden Schraubenzugkräfte, das sind deren Anteile Δ P für jedes Flächenelement des Flügels, wachsen von mnen nach außen mit dem Radius wie auch die durch Rechnung erinittelte P-Kurve in Abb. 152 d anzeigt; doch ist das Anwachsen um so geringer, je größer die Marschgeschwindigkeit wird. Wähıend für v = 0, also für die am festen Stande arbeitende Schraube, sich 1,4 g/cm Vortriebskraft in der Entfernung $^1/_4$ R vom Wellenmittel ergibt, ist dieser Anteil Δ P bei v = 0 in etwa 0,875 R Entfernung sogar 15 g/cm. Bei 2,84 m/sec Marschgeschwindigkeit fällt der Anteil an Vortriebskraft im ersten Querschnitt auf 1 g/cm und in 0,875 R Entfernung auf 10 g/cm herab. Der bedeutende Vorteil der wachsenden Marschgeschwindigkeit auf Verminderung der Vortriebskraft tritt durch diese Untersuchung klar hervor, die ein Beweis für den qualitativ richtigen Verlauf der P-Kurven in Abb. 147 ist. Bei der doppelten Marschgeschwindigkeit, also bei v = 5,6 m/sec, sinkt der Anteil von P auf der Druckseite in $^1/_4$ R auf Null und in 0,875 R auf 6 g/cm herab.

Ähnliche Verhältnisse treten bezüglich der Veränderlichkeit in der Widerstandskomponente Δ W auf.

Man beobachtet also mit zunehmender Marschgeschwindigkeit eine rasche Abnahme der Drücke auf dem Rücken und auf der Druckseite des Flügels, die Drücke werden bei größerer Geschwindigkeit sogar negativ, d. h. es ergeben sich auf der Druckseite des Flügelquerschnittes teilweise Unterdrücke, während am Rücken zum Teile Überdrücke auftreten; diese Erscheinung ist besonders in den äußersten und innersten Elementen zu beobachten.

Von Interesse ist noch die Verteilung der Drücke längs eines Flügelquerschnittes. Sie geschieht gleichfalls ungleichmäßig; bei $v = 0$ sind an der Eintrittskante auf der Druckseite und am Rücken die absolut größten Werte von Druck und Unterdruck in jedem Querschnitte zu finden, sie nehmen jedoch gegen die Austrittskante hin bis fast auf Null ab. Nur bei den an der Nabenwurzel befindlichen Elementen geht der Druck hier bereits ins negative über. In dem Maße wie die Marschgeschwindigkeit zunimmt, wandert das Überdruckmaximum auf der Druckseite gegen die Mitte des Querschnittes hin, während die größten Unterdrücke sich mehr in der Nähe der Eintrittskante einstellen.

Dieser Verschiebung der Luftkräfte entspricht am Flügelblatt eine Wanderung des Druckmittelpunktes bei veränderter Geschwindigkeit.

Während bei Marschgeschwindigkeiten bis etwa 5 m/sec der Angriffspunkt für die Querschnitte von der Nabe bis zum Umfang angenähert in der Sehnenmitte der Flächenelemente gefunden wurde, so daß der geometrische Ort aller Druckmittelpunkte etwa auf der Linie vom Wellenmittel nach der Flügelspitze zu auf der Druckseite des Flügels verläuft, tritt bei großen Marschgeschwindigkeiten besonders im ersten Teil des Flügels eine starke Rückwanderung gegen die Hinterkante auf, um schließlich sogar auf die Saugseite des Flügels bzw. außerhalb zu fallen; im letzteren Falle wird der Flügelquerschnitt durch die Luftkräfte auf Verdrehung beansprucht.

12. Die Luftreibung.

Von weiterem Interesse ist der Einfluß der Luftreibung auf die Verteilung der Luftkräfte. Die tangential zur Schraubenoberfläche wirksame Luftreibung vermindert den nutzbaren Schraubenvortrieb, während das wirkliche Schraubendrehmoment sich um den Betrag vermehrt, der zur Überwindung des Drehmomentes der Luftreibung verwendet wird.

Die Oberflächenreibung ist bei der ortsfesten Schraube und bei kleinen Marschgeschwindigkeiten größer als bei höheren Fluggeschwindigkeiten. Im Bereiche der größeren Vorwärtsgeschwindigkeiten wächst sie kaum; ihr Wert ist im Verhältnis zum Vortrieb, der ohne Rücksicht

auf Oberflächenreibung sich ergibt, nicht so gering, wie allgemein geschätzt wurde. Der Verlust an Vortrieb macht bei den genannten Göttinger Versuchen etwa 10 % aus.

Der Einfluß der Luftreibung auf das Drehmoment äußert sich in einer Vergrößerung des wirklich aufzuwendenden Drehmomentes an der Schraube, also in einer Erhöhung der einzuführenden Motorleistung, und zwar um den Betrag, der zur Überwindung des Drehmomentes für die Luftreibung verwendet werden muß.

Bei geringen Marschgeschwindigkeiten wächst das Reibungsmoment mit zunehmender Geschwindigkeit, um von einem bestimmten Höchstwert an bei wachsender Marschgeschwindigkeit in einer parabolischen Kurve, ähnlich der Leistungskurve des Motors in Abb. 148, abzunehmen.

13. Kreiselwirkung der Schrauben.

Auch die Kreiselwirkung der Schraube wird sich beim Fliegen in einer Kurve bei beiden Anordnungen verschieden äußern.

Beim Einschraubenantrieb ist, weil sich die Kreiselwirkung der beabsichtigten Richtungsänderung entgegensetzt, eher ein Schleudern aus der Kurve zu befürchten.

Beim Zweischraubenantrieb treten diese in der Kurve auf- oder abwärtswirkenden Drehmomente gleichfalls auf, gleichen sich jedoch bei gleichzeitig erhöhter Inanspruchnahme des Rumpfes aus.

14. Über das Gewicht der Luftschrauben.

Seit jeher war das Bestreben des Konstrukteurs auf Verminderung des Motor- und des Schraubengewichtes gerichtet. Erst in der Verwendung des Holzes für die Luftschraube scheint die glückliche Lösung dieser Frage gefunden zu sein. Ing. Jarolimek gibt das aus Festigkeitsgründen ermittelte Schraubengewicht an zu:

$$G = C \cdot \gamma \cdot F \sqrt{\frac{P_{max}}{\sigma}}. \qquad \text{(XVI)}$$

In dieser Gleichung bedeutet: C einen von der geometrischen Form der Schraube abhängigen Koeffizienten, γ das spez. Gewicht des verwendeten Materials, F die wirksame Schraubenfläche in m^2, P_{max} ihre größte Belastung in kg und σ die zulässige Materialspannung in kg/cm^2.

Setzt man für die beim Schraubenbau hauptsächlich in Frage kommenden Materialien

Stahl	γ = 7,8 kg/dm³,	σ = 1600 kg/cm²
Aluminium	= 2,7 „	= 800 „
Holz	= 0,63 „	= 100 „

so geht die Gewichtsformel über in

$$G = C_0 F \sqrt{P_{max}} \qquad \text{(XVIa)}$$

wobei $C_0 = 2{,}5$ für Stahl, 1,25 für Aluminium und 0,8 für Holz wird.

Aus dieser Betrachtung ersieht man die Überlegenheit des Holzes, indem bei gleicher Festigkeit das Gewicht der Holzschraube nur den dritten Teil des Gewichtes einer Stahlschraube von gleicher Zugkraft ausmacht.

15. Grundlagen zur vergleichenden Beurteilung von Schraubenkonstruktionen.

Vor allen ist bei vergleichsweiser Prüfung von Luftschrauben notwendig, daß sie nach dem Grundgesetze geometrischer Ähnlichkeit gebaut sind, d. h., daß bei ihnen das Verhältnis: $\frac{H}{D}$ unveränderlich ist, weil nur dann die in die Luft einzuschneidenden Gewindgänge geometrisch ähnliche Schraubenlinien bilden. Es stehen also bei einer solchen Gruppe von Schrauben die Vorwärtsgeschwindigkeit (prop. H) zur Umfangsgeschwindigkeit (prop. D) in unabänderlichem Verhältnisse.

Sowohl die klassischen Versuche von Oberst Rénard, dem Konstrukteur des Luftschiffs „La France", denen später solche von Langley, Wellner folgten, als auch durch die in unseren Tagen mit großer Sorgfalt durchgeführten Versuchsreihen von Eiffel und Dr. Bendemann bestätigen auch die am praktischen Versuchsstande beobachtete und nach dem Luftwiderstandsgesetze zu erwartende Tatsache, daß der Vortrieb mit dem Quadrate der Umdrehungszahl (Geschwindigkeit) und der vierten Potenz des Durchmessers wächst.

Es kann daher der Vorschub in die Form gebracht werden:

$$P = C \cdot D^4 \cdot n^2 \qquad \text{(XVII)}$$

wenn C ein im Laboratorium festzustellender Koeffizient ist, der für die betreffende Schraube charakteristisch ist.

Die Leistung erhält man durch Multiplikation mit der Marschgeschwindigkeit v; letztere ist dem Produkte $D \cdot n$ proportional, so daß

$$L = C_1 \cdot D^5 \cdot n^3 \qquad \text{(XVIII)}$$

sein muß, wenn C_1 abermals durch Versuche zu ermitteln ist.

Die Beziehungen auf Seite 231 lehren das gleiche.

Wir entfernen n aus beiden Gleichungen (XVII, XVIII) und erhalten:

$$\frac{P^3}{L^2} = \frac{C^3 D^{12} \cdot n^6}{C_1^2 \cdot D^{10} \cdot n^6} = \frac{C^3}{C_1^2} \cdot D^2 = \text{const} \qquad \text{(XIX)}$$

Dieser Ausdruck lehrt, daß die Zugkraft mit wachsender Leistung nicht im gleichen Maße zunimmt. Prof. Wellner schätzt das Verhältnis

$$\sqrt{\frac{C^3}{C_1^2}} = 9$$

für Treibschrauben normaler Ausführung, und bei besonders günstiger Profilgebung steigt der Wert auf 10 bis 11.

Die Leistung L ist dann in PS zu messen.

Schreibt man den Ausdruck für L in der Form an:

$$L = C_1 \cdot \frac{D^6}{D} n^3 = C_1 \frac{(D^2 \cdot n)^3}{D}, \qquad \text{(XX)}$$

so besagt diese Beziehung wiederum die praktisch zu berücksichtigende Regel:

Bei unveränderlicher Schraubenkraft, also konstantem Wert nD^2 wird sich die kleinste motorische Leistung für einen größeren Nenner D und für einen im Zähler stehenden kleineren Wert n ergeben — d. h. langsam rotierende Schrauben von großem Durchmesser sind vorteilhaft.

Aus Gleichung (XVIII) folgt für das in die Schraube einzuleitende Drehmoment

$$M = \frac{L}{\omega} = C_2 \cdot D^5 \cdot n^2,$$

weil die Winkelgeschwindigkeit der Umdrehungszahl n proportional ist.

Das Verhältnis

$$\frac{P}{M} = \frac{C}{C_2} \frac{1}{D} \qquad \text{(XXI)}$$

ist demnach von der Umfangsgeschwindigkeit unabhängig und bei geometrisch ähnlichen Schrauben bei allen Umfangsgeschwindigkeiten vom gleichen Werte.

Setzt man

$$\frac{C}{2\,C_2} = C_0,$$

dann ist

$$\frac{P}{M} = \frac{C_0}{R} \text{ oder } \frac{P}{M \cdot \omega} = \frac{P}{L} = \frac{C}{R \cdot \omega} = \frac{C}{u} \qquad \text{(XXIa)}$$

In die Form der Gleichung (XXIa) hat Dr. Bendemann seine Versuchsergebnisse an zahlreichen geometrisch ähnlichen Schrauben von verschiedener Querschnittsform gekleidet.

Diese Beziehung besagt, ebenso wie die früher für ein Schraubenflächenelement abgeleitete Gleichung (VI), daß die aus der Anwendung von 1 mkg/sec Leistung sich ergebende nützliche Schubkraft für ein und dieselbe Schraube veränderlich ist, nämlich umso größer, je kleiner die Umfangsgeschwindigkeit u ist.

Schreibt man Gleichung (XIX), die gelautet hat

$$\frac{P^3}{L^2} = \frac{C^3}{C_1^2} \cdot D^2,$$

in die Form

$$\frac{P^3}{L^2} = C_3 \cdot D^2 = \frac{C_3}{\frac{\pi}{4}} \cdot \frac{\pi}{4} D^2 = C_4 \cdot \frac{\pi}{4} D^2 = C_4 \cdot F$$

oder nach Division durch P

$$\frac{P^2}{L^2} = C_4 \cdot \frac{F}{P}$$

und erinnert man sich daran, daß $\frac{P}{L}$ ein Maß für die Kraftausnutzung, $\frac{F}{P}$ das Maß für den umgekehrten Wert der Flächenausnutzung darstellen, dann gibt die Beziehung:

$$\frac{P}{L} = C_5 \sqrt{\frac{F}{P}} \qquad \text{(XXII)}$$

den schon früher angedeuteten Zusammenhang beider Verhältnisse, der jetzt so ausgesprochen werden kann:

Die Kraftausnutzung wächst mit der Quadratwurzel aus dem umgekehrten Wert der Flächenausnutzung.

16. Beziehung zwischen Modelldimensionen und der tatsächlichen Ausführung.

Hat man ein Versuchsmodell mit einer Schraube von bestimmten Dimensionen angetrieben, und soll die wirklich auszuführende Flugmaschine z mal so große Verhältnisse zeigen, so wird deren Gewicht mit der 3. Potenz der linearen Vergrößerung wachsen, also z^3 mal so groß werden, und demgemäß zur Erhaltung des Schwebezustandes eine z^3 mal so große Zugkraft von der neuen Luftschraube erzeugt werden müssen.

Da früher

$$P = C \cdot D^4 \cdot n^2$$

war, so ist für die neue Schraube, deren Durchmesser $z \cdot D$ gewählt wurde,

$$P \cdot z^3 = C \cdot D^4 \cdot n^2 \cdot z^3 = C \cdot (D \cdot z)^4 \cdot n_1^2$$

oder

$$z^3 = z^4 \cdot \frac{n_1^2}{n^2}; \; n_1^2 = \frac{n^2}{z},$$

d. h. z. B. für $z = 3$, also bei dreifacher Vergrößerung des Modells, muß die neue Tourenzahl

$$n_1 = \frac{n}{\sqrt{3}}$$

werden.

Um über die Aussichten der erreichbaren Geschwindigkeit vom Standpunkte der Schraubenleistung etwas aussagen zu können, erinnern wir uns daran, daß wir bei besonders günstiger Konstruktion die Gleichheit von Nutz- und schädlichem Widerstand vorausgesetzt haben, so daß zur Überwindung beider eine Vortriebskraft

$$P = 2\,G\,\mathrm{tg}\,\alpha$$

notwendig war, bzw. für kleine Einfallswinkel

$$P = 2\,G \cdot \alpha.$$

Führt man diese Beziehung in den Ausdruck für den mechanischen Wirkungsgrad des Luftschraubenmechanismus ein

$$\eta = \frac{P \cdot v}{L_m} = \frac{2\,G\,\alpha \cdot v}{N_m\,75}$$

und nimmt an für $\frac{G_1}{N_m} = p_1$ kg, d. h. für das Gewicht des betriebsfertigen Motors, welches auf 1 PS entfällt $= p_1$ kg, und schätzt das Motorgewicht G_1 als $m$ten Teil des Gesamtgewichtes G des Flugzeugs, dann wird

$$\eta = \frac{2\,m\,G_1 \cdot \alpha \cdot v}{\frac{G_1}{p_1}\,75}$$

und daraus die zu erwartende Fluggeschwindigkeit

$$v = \frac{75 \cdot \eta}{2\,m \cdot p_1 \cdot \alpha}.$$

Man merkt aus der Betrachtung deutlich den vergrößernden Einfluß von m, p_1 auf die Geschwindigkeit, sobald diese Größen kleiner werden; gelingt es also, eine Verkleinerung des Motorgewichtes für 1 PS ohne Einbuße an Betriebssicherheit zu erreichen, dann werden dadurch naturgemäß größere Geschwindigkeiten bedingt sein.

17. Festigkeitsberechnung der Schraube.

Für die Formgebung der Querschnitte ist nicht nur die beste aerodynamische Wirkung allein, sondern sind auch Festigkeitsrücksichten maßgebend.

Als beanspruchende Kräfte kommen in Betracht:

1. die den Querschnitt auf Zugfestigkeit belastenden Zentrifugalkräfte.

Diese bestimmen sich aus:

$$C = m \frac{v^2}{r},$$

wenn $m = \frac{G}{g}$ die Masse des Flügels bis zum betrachteten Querschnitt (Spant), v die Umfangsgeschwindigkeit in ihrem Schwerpunkte im Abstand r von Nabenmitte bedeuten.

Die über den Schraubenflügelquerschnitt f gleichmäßig verteilten Zugspannungen haben die Größe

$$k_z = \frac{C}{f} \text{ kg/cm}^2.$$

1 kg Gewicht des Flügels wird in 1 m Abstand bei v = 50 m/sec an Zentrifugalkraft entwickeln

$$C = \frac{1}{\sim 10} 50^2 = 250 \text{ kg}.$$

Langsam laufende Schrauben werden sich auch vom Standpunkte der Festigkeit günstiger verhalten;

2. die den Flügel auf Biegungsfestigkeit beanspruchenden Luftwiderstandskomponenten ΔP (biegende Kräfte parallel zur Schraubenachse) und ΔW_x (biegende Kräfte in der Rotationsebene).

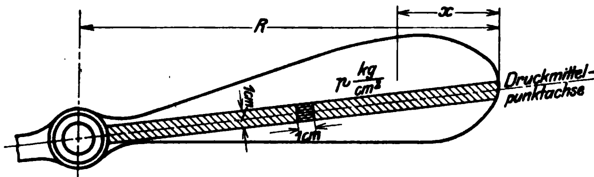


Abb. 151.

Ein praktisch genügend genauer Rechnungsvorgang gestattet es, unter Vernachlässigung von ΔW_x, nur die ΔP-Kräfte unter Berücksichtigung einer mit dem mittleren Druck p gleichmäßig verteilten Belastung über einen Flügelstreifen von 1 cm Breite, wie er in Abb. 151 schraffiert dargestellt ist, heranzuziehen.

Ist P_{max} die größte Vortriebskraft, F die wirksame Schraubenfläche, dann ist

$$p = \frac{P_{max}}{F} \text{ kg/cm}^2.$$

1 laufendes cm des 1 cm breiten Streifens ist somit mit p kg belastet gedacht.

Wird der Streifen als ein an der Nabe eingespannter Freiträger aufgefaßt, dann berechnet sich seine größte Stärke s an der Nabe für

die Belastungsstrecke R aus

$$M_b = W \cdot k_b,$$

$$\frac{p}{2} R^2 = 1 \cdot \frac{s^2}{6} \cdot k_b.$$

Für den Spant x ermittelt man die Flügelstärke s_x aus

$$\frac{p}{2} x^2 = 1 \cdot \frac{s_x}{6} \cdot k_b.$$

Die im Spante sich ergebende resultierende Spannung wird den Wert

$$k_r = k_z \pm k_b$$

haben.

Das Pluszeichen gilt für die gezogene, das Minuszeichen für die gedrückte Faser.

Um große Beanspruchungen an der Nabenwurzel zu verhindern, ist man häufig gezwungen, aus Festigkeitsgründen dem Flügelquerschnitt dort eine von der zweckmäßigen Form abweichende linsenförmige Gestalt mit negativer Wölbung auf der Druckfläche zu geben. Von besonderem Interesse wird die Untersuchung des Spantes sein, der den Druckmittelpunkt enthält.

Es wird ausdrücklichst darauf hingewiesen, daß sowohl der Einfluß der ΔW_x-Kräfte als auch die durch Kreiselwirkung hervorgerufene Beanspruchung keine Berücksichtigung gefunden hat; letztere erhöht das Biegungsmoment um das Kreiselmoment der Schraube, wie auf S. 155 erörtert worden ist. Die Biegungsbeanspruchung erfährt dadurch eine Erhöhung um 15—50 %, je nachdem eine glatte oder ungünstige Landung vorliegt. Im allgemeinen wird der Sicherheitsgrad, der der Berechnung der Schraube zugrunde gelegt ist, genügen, um diese größere Beanspruchung gefahrlos aufzunehmen.

18. Berechnung und Nachprüfung der Verhältnisse einer Luftschraube.

Eine Flugmaschine von 50 m² Tragfläche, die mit einem dem Blériotflügel ähnlichen Profil konstruiert ist, soll mit 6° Neigung gegen die Horizontale fliegen. Eine zweiflügelige Holzschraube ist dafür zu entwerfen; das Gesamtgewicht des Flugzeugs einschließlich Nutzlast betrage 500 kg; zur Verfügung steht ein 50-PS-Motor, dessen Welle $n = 1200$ Umdrehungen in der Minute ausführt und mit der Luftschraubenwelle direkt gekuppelt ist.

Wir fordern im Horizontalfluge eine Normalgeschwindigkeit $v = 18$ m/sec.

Vortriebskraft. Zur Nachprüfung soll die für vorliegende Zwecke von der bekannten Firma Basse & Selve in Altena i. W. konstruierte Holz-Luftschraube verwendet werden, die sich in der Lehrmittelsammlung des Kyffhäuser-Technikums befindet. Sie ist zweiflügelig und mit zylindrischen Schraubenlinien auf der Druckfläche gebildet.

Auf dem Prüfstande hat sie die besten Resultate für

$$H = 1{,}4\,\text{m und } D = 2{,}5\,\text{m}$$

ergeben.

Aus der Polarkurve für das Blériot-Tragflächenprofil erhält man für $\zeta_A = 0{,}046$, $\zeta_W = 0{,}005$ bei $\alpha = 6^0$ Neigung; mithin ist $\varepsilon = \frac{0{,}046}{0{,}005} = 9{,}2$, und laut Gleichung (XIV b) Seite 76 ergibt sich die geringste nötige Vortriebskraft:

$$P = 2\frac{G}{\varepsilon} = \frac{1000}{9{,}2} \sim 110\,\text{kg}.$$

Bei der Abnahme am Prüfstande wird eine weit größere Zugkraft, $P \sim 0{,}30\,G = 150$ kg gefordert werden.

Der mittlere Wert würde somit

$$\frac{110 + 150}{2} = 130\,\text{kg}$$

sein, für welchen die Durchrechnung folgen soll.

Leistung. Die zum Betriebe der Schraube notwendige Nutzleistung macht aus:

$$N_n = \frac{P \cdot v}{75} = \frac{130 \cdot 18}{75} \sim 31{,}2\,\text{PS}.$$

Die in die Schraube eingeleitete effektive Motorleistung wird mit einem geschätzten Wirkungsgrad $\eta_{sch} \sim 0{,}65$ sein:

$$N_t = \frac{31{,}2}{0{,}65} \sim 48\,\text{PS}.$$

Steigung. Aus

$$N_t = \frac{1}{60 \cdot 75} \cdot P \cdot H \cdot n$$

ermittelt man:

$$H = \frac{48 \cdot 60 \cdot 75}{130 \cdot 1200} \sim 1{,}38\,\text{m},$$

wofür in der Ausführung 1,4 m genommen wurde.

Durchmesser. Benutzt man die Wellnersche Formel mit $\sqrt{\frac{c^3}{c_1^2}} = 11$, also beste Ausführung der Schraube gedacht, so ist mit

der Gleichung (XIX)

$$\frac{P^3}{L^2} = 11^2 \cdot D^2$$

oder

$$D = \frac{P}{11\,L}\sqrt{P} = \frac{130}{11 \cdot 48}\sqrt{130} \sim 2{,}8\ \text{m},$$

für welchen Wert $D = 2{,}5$ m endgültig angesetzt wurde.

Flügelbreite: Die Eberhardtsche Formel S. 240 ergibt eine Flügelbreite $B \sim 200$ mm; am Prüfstande hat sich als günstiger Wert $B = 280$ mm ergeben.

Querschnitt. Die Schraube besitzt einen kreissichelförmigen, symmetrischen Querschnitt mit ebener Druckfläche.

Bei unserer Luftschraube sind sämtliche Querschnitte eben mit Ausnahme desjenigen an der Nabe, der aus Festigkeitsrücksichten nach außen gewölbt ist. Die schlechte Wirkung in dieser Zone wird wenig Einfluß haben.

Die Flügelstärke nimmt nach dem Umfange ab; sie sollte, um auf den erzeugten Widerstand nur geringen Einfluß zu besitzen, möglichst etwa $^1/_{20}$—$^1/_{25}$ der Flügelbreite genommen werden; das wird sich aus Festigkeitsrücksichten nicht stets erreichen lassen.

Graphische Untersuchung der Luftschraube. In Abb. 152 ist die vorhin in ihren Hauptdimensionen festgelegte Schraube mit $D = 2{,}5$ m, $H = 1{,}4$ m, $n = 1200$ in der Minute bei max. 50 PS und min. Vorschub von 90 kg einer graphischen Untersuchung unterworfen.

Wir ziehen zwei zueinander senkrecht stehende Achsen, deren Schnittpunkt 0 mit dem Wellenmittel zusammenfällt. Auf der Abszissenachse wird $OA = D \cdot \pi$ abgetragen, so daß der Maßstab $1 : 2\,\pi^2$ ist.

Die Entfernung von Wellenmitte bis außen Flügelrand teilen wir in beliebig viele Teile, z. B. wurden in Abb. 152b die ersten vier Elemente in 100 mm, die folgenden in 200 mm Entfernung voneinander gewählt.

Zum Aufzeichnen der Schraubenquerschnitte in ihrer wahren Lage zur Rotationsebene dient folgendes Verfahren.

Im Abstande $x = 0c$, die Längen sind in Abb. 152a im Maßstab $1 : 25\,\pi$ gemessen, liegt der Querschnitt unter dem Steigungswinkel γ_x, der aus

$$\operatorname{tg} \gamma_x = \frac{H}{2\,\pi\,x}$$

bestimmt wird.

Da auf der Ordinatenachse $OB = H = 1{,}4$ m im Maßstab $1 : 50$ abgetragen worden ist, so erhält man für

$$\operatorname{tg} \gamma_x = \frac{\overline{3\,c}}{\overline{0\,c}};\ \text{so daß} \ \sphericalangle\, 30\,c = \gamma_x \ \text{wird.}$$

Gleiches gilt für die Steigungswinkel der anderen Querschnitte; das erste wirksame Flächenelement wurde hier im Abstand 200 mm genommen; die Steigungswinßel γ sind in der Reihe I der Tabelle auf S. 266 eingetragen, z. B. Spant 4, der 600 mm von Wellenmitte absteht,

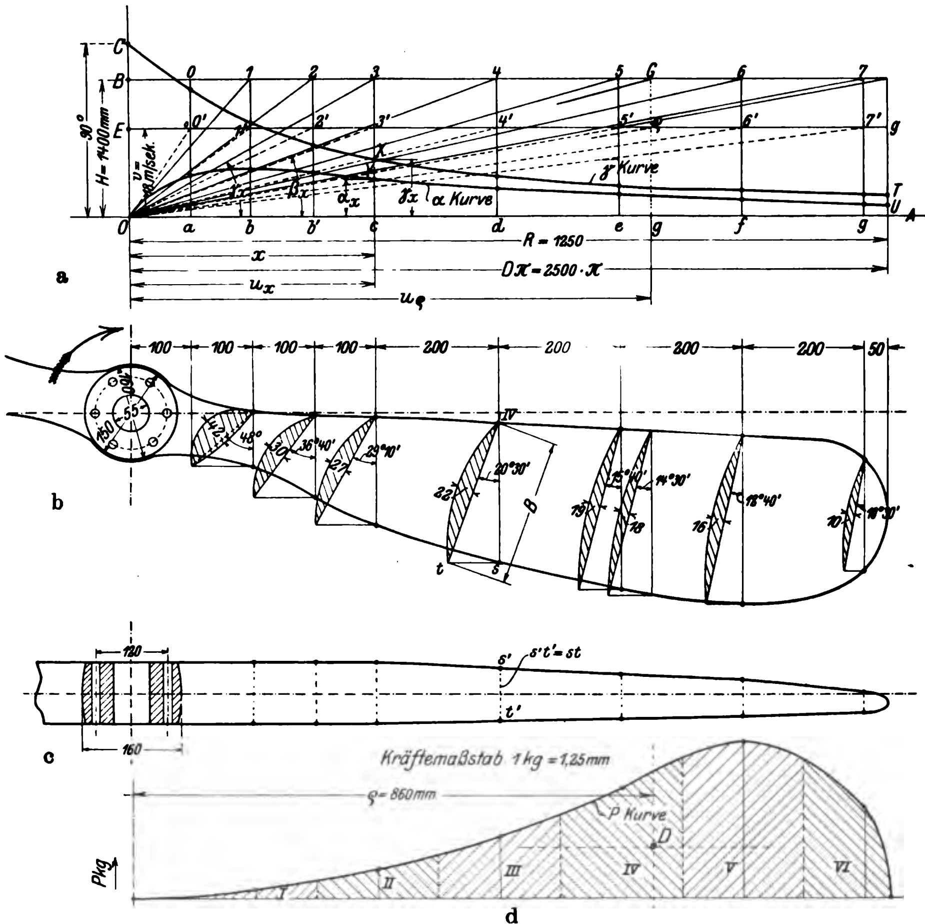


Abb. 152.

ist im Punkt IV um 20° 30′ gegen die Zeichenebene geneigt, hinter derselben liegend, zu denken. Nach Einzeichnung der Flügelstärke — hier 22 mm — gibt man dem Querschnitt die gewünschte, hier symmetrisch kreisförmig gebogene Form t-IV. Vom Punkte s des angenommenen Aufrisses zieht man die Horizontale nach t und erhält in s-t die Flügelbreite im Grundriß, so daß $\overline{\text{s-t}} = \overline{\text{s}'\ \text{t}'}$; hingegen ist $\overline{\text{t-IV}}$ = 250 mm die wahre Flügelbreite im Spante 4.

Grund- und Aufriß der Schraube erhalten wir durch Abtragen der Steigungswinkel in den einzelnen Spanten.

Der Durchmesser der Welle kann aus der Formel für Verdrehung von Wellen

$$d = 12 \sqrt[4]{\frac{N}{n}}$$

bestimmt werden; hier etwa 55 mm; bei hochwertigem Material kann man weit darunter bleiben.

Kurve der Steigungswinkel. Ein Bild für die Abnahme der Steigungswinkel von Mitte nach dem Umfange zu, erhält man durch Aufzeichnen der Kurve CXT. Ein beliebiger Punkt X derselben hat die Entfernung x des zugehörigen Radius zur Abszisse und $\overline{cX} = \gamma_x$ zur Ordinate; zu bemerken ist, daß in der Zeichnung $OC = 90^0$ mit dem Maßstabe

$$1^0 \ldots\ldots 0{,}25 \text{ mm}$$

gemacht wurde, so daß die Strecke $0\,c = 22{,}5$ mm.

Werte der Winkel β. Die Neigung β der zu jedem Flächenelemente gehörenden resultierenden Geschwindigkeit der Luftfäden gegen die Rotationsachse ergibt sich durch Zusammensetzung aus achsialer- (v) und Umfangsgeschwindigkeit (u).

$$u = \frac{D\,\pi\,n}{60} = \frac{2{,}5 \cdot \pi \cdot 1200}{60} = 157 \text{ m/sec.}$$

Dieser Wert sei dargestellt durch OA = 100 mm; der Geschwindigkeitsmaßstab z ist somit:

$$1 \text{ mm} \ldots\ldots 1{,}57 \text{ m/sec.}$$

Die im gleichen Maßstabe auf der Ordinatenachse eingezeichnete Marschgeschwindigkeit v = OE = 18 m/sec ist mithin 11,5 mm gemacht worden.

Man zieht Eg || OA, verbindet die Punkte 0′, 1′, 2′ ... nacheinander mit 0, dann ist für das Element x, dessen Umfangsgeschwindigkeit $u_x = \overline{0\,c}$ im Geschwindigkeitsmaßstab darstellt, die Neigung

$$\beta_x = \sphericalangle\, 3'\,0\,c.$$

Die Strecken 0′0, 1′0, 2′0 ... stellen die resultierenden Geschwindigkeiten der Größe und Richtung nach vor; die Reihe II der Tabelle auf S. 266 enthält die Winkel β.

Für den Spant 3 ist $3'\,0 = v_r = 54{,}5$ m/sec.

Werte der Einfallswinkel α. Laut Abb. 145a erhält man die Neigung der Luftfäden gegen die Schraubenflächenelemente durch die Differenz

$$\gamma - \beta.$$

In Reihe III auf Seite 266 sind diese Werte eingetragen.

Mit dem Winkelmaßstab — hier $1^0 = 0{,}5$ mm — werden die Werte als Ordinaten an den zugehörigen Radien aufgetragen und so die Kurve der Einfallswinkel OYU erhalten. Unter diesen Winkeln werden die Elemente relativ gegen die Luft bewegt. Für den Spant 3 ist $\alpha_x = cY = 4{,}75$ mm gemacht worden.

Luftwiderstandskomponenten: Es sollen nur die Werte der parallel zur Fortbewegungsrichtung der Schraube wirksamen Anteile an Vortriebskraft ermittelt werden mit Hilfe der Beziehung (IV) auf S. 233

$$\Delta P = \frac{\gamma}{g} B \, \Delta x \, v_r^2 \cdot (\zeta_A \cos\beta - \zeta_W \sin\beta),$$

ζ_A und ζ_W sind aus den Versuchsergebnissen im aerodynamischen Laboratorium zu entnehmen; da mir von neueren Versuchswerten nur die von Riabuschinsky-Moskau in der nötigen Vollständigkeit vorliegen, wählte ich diese.

Die hier geltenden Werte seien der Übersicht wegen nochmals herausgeschrieben:

α^0	ζ_W	ζ_A
0	0,007	0,015
1	0,008	0,042
2	0,010	0,070
3	0,012	0,098
4	0,014	0,126
5	0,017	0,153
6	0,020	0,184
7	0,024	0,215
8	0,029	0,245
9	0,034	0,275
10	0,042	0,306
11	0,053	0,330
12	0,066	0,355

Nachstehende Tabelle faßt alle errechneten Werte übersichtlich zusammen; die Größen wurden unter Benutzung des Rechenschiebers gefunden. (Siehe S. 266.)

Der Gesamtvorschub ergibt sich durch Addition der Werte in Reihe VII; das macht 48,17 kg für einen Flügel.

Für die zweiflügelige Schraube ist daher ein Mindestvorschub von 96 kg zu erwarten. In Wirklichkeit wird der Wert höher liegen, da die Luftwiderstandskoeffizienten ζ_A für so große Geschwindigkeiten höher sind, als sie von Riabuschinsky gefunden wurden. Die Begründung für die Richtigkeit dieser Annahme kann darin als gegeben angesehen

Nr. des Spantes	I. Steigungswinkel γ	II. β	III. Einfallwinkel $\alpha = \gamma - \beta$	IV. v_r in m/sec	V. Angenäherte Größe der Flächenelemente in m²	VI. $\zeta_A \cos\beta - \zeta_W \sin\beta$	VII. ΔP in kg
1	48°	35° 40′	12° 20′	31,5	I 0,0272	0,2525	0,85
2	36° 40′	25° 15′	11° 25′	40,0	II 0,041	0,2757	3,16
3	29° 10′	19° 40′	9° 30′	54,5	III 0,0494	0,2596	6,46
4	20° 30′	13° 20′	7° 10′	71,7	IV 0,0546	0,2037	11,50
5	15° 40′	10° 5′	5° 35′	102	V 0,0560	0,1621	16,50
6	12° 40′	8° 10′	4° 30′	132	VI 0,0280	0,1354	9,70
7	10° 30′	6° 50′	3° 40′	154	$\frac{F}{2} \sim 0{,}256$	0,11362	—

werden, daß diese Schraube, wie in Abb. 153a das Zugkraftdiagramm zeigt, am Prüfstande bis 175 kg erzeugt hat.

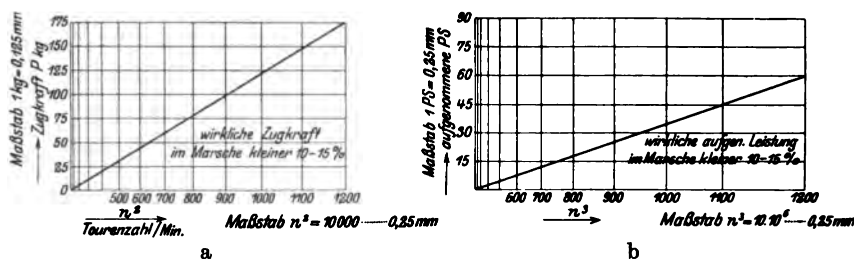


Abb. 153.

Um einen geradlinigen Verlauf der Vortriebskraftkurve zu erhalten, wurden auf der Abszissenachse dieses Diagramms die Quadrate der Tourenzahlen im Maßstabe

$$\frac{n^2}{10000} \ldots\ldots 0{,}25 \text{ mm}$$

aufgetragen; d. h. bei n = 1000 wird $n^2 = 1\,000\,000$, daher ist die Abszisse für 1000^2 als Strecke gleich 25 mm gemacht worden.

Man ersieht aus dem Verlaufe der Diagrammlinie, daß die Zugkraft mit dem Quadrate der minutlichen Umdrehungszahl proportional wächst.

In Abb. 153b ist noch für die gleiche Schraube das Leistungsdiagramm aufgezeichnet. Die Ordinaten stellen die aufgenommenen Pferdestärken vor, im Maßstab

$$1 \text{ PS} \ldots\ldots 0{,}25 \text{ mm};$$

als Abszissen sind die dritten Potenzen der minutlichen Umdrehungszahlen genommen worden, z. B. für $n = 1200$ macht $n^3 = 1728 \cdot 10^6$ im Maßstab 10^7 .... 0,25 mm gibt dies eine Diagrammlänge von 43,3 mm.

Die Leistungskurve (gerade Linie), am Prüfstand aufgenommen, bestätigt den früher angeführten Satz: Die verbrauchte Anzahl von PS ist der 3. Potenz der minutlichen Umdrehungszahl proportional.

Die P-Kurve. Trägt man in den Spanten die erzeugten Vortriebskräfte als Ordinaten ab, dann erhält man in Abb. 152d die P-Kurve, die zu übersehen gestattet, in welcher Weise sich die Elemente der Schraubenfläche an der Erzeugung der Zugkraft beteiligen.

Ermittelt man auf graphischem Wege durch Kräfte- und Seilpolygon oder z. B. durch Unterstützung der ausgeschnittenen Fläche auf einer Zirkelspitze den Schwerpunkt der Fläche, die von der Abszissenachse und der P-Kurve begrenzt ist, so erhält man den Druckmittelpunkt als Angriffspunkt des resultierenden Luftwiderstandes und seiner in Richtung der Schraubenachse wirkenden Komponente P.

In der Zeichnung wurde der Druckmittelpunkt D nach dem ersten Verfahren gesucht, sein Abstand von Wellenmitte hat sich zu

$$\rho = 860 \text{ mm}$$

ergeben gegenüber dem geschätzten Werte aus $\rho = 0{,}375\ D = 937$ mm.

Rücklauf. Aus

$$\frac{H - H_1}{H} 100 \text{ mit } H_1 = \frac{v}{\frac{n}{60}} = \frac{18}{\frac{1200}{60}} = 0{,}9 \text{ m}$$

erhält man einen Rücklauf

$$\frac{1{,}4 - 0{,}9}{1{,}8} \cdot 100 \sim 27{,}8\%.$$

Für den Spant, der den Druckmittelpunkt enthält, findet man aus der Zeichnung bzw. durch Rechnung:

Steigungswink. $\gamma_\rho = 14^0\,30'$ aus $\operatorname{tg}\gamma_\rho = \frac{1{,}4}{2 \cdot 0{,}86\pi} \sim 0{,}259.$

Neigungswink. $\beta_\rho = 9^0\,30'$ aus $\operatorname{tg}\beta_\rho = \frac{v}{\mu_\rho} = \frac{18}{1{,}72 \cdot \pi \cdot \frac{1200}{60}} \sim 0{,}167,$

Einfallswink. $\alpha_\rho = 5^0$.

Verlängert man den Schenkel von γ_ρ bis zum Schnittpunkt G_1, dann ist nach früher

$$\overline{g\,G} = v_i$$

die ideelle Marschgeschwindigkeit und ρ G stellt den Rücklauf vor, so daß

$$\frac{\rho\,G}{g\,G} = 27{,}8\,\%$$

sein sollte.

Die resultierende Geschwindigkeit des den Druckmittelpunkt enthaltenden Elementes, die Strecke $\overline{0\rho} = 109{,}5$ m/sec.

Gewicht der Schraube. Auf S. 254 wurde für die Gewichtsbestimmung angegeben:

$$G = C_0 \cdot F \cdot \sqrt{P_{max}} = 0{,}8 \cdot 0{,}512 \cdot \sqrt{150} \sim 5\ \text{kg}.$$

Die Annahme $P_{max} = 150$ kg wird dadurch gerechtfertigt, daß die Zugkraft im Stande 175 kg betrug und diese im Marsche nun etwa 15 % zurückbleibt;

$$P_{max} = 175 - 0{,}15 \cdot 175 \sim 150\ \text{kg}.$$

Das Gewicht der in der Lehrmittelsammlung befindlichen Schraube wurde mit

$$G = 4{,}3\ \text{kg}$$

ermittelt.

Die Übereinstimmung mit der Gewichtsformel ist als befriedigend zu bezeichnen.

Stärke der Querschnitte. Spant 1 soll untersucht werden.

1. auf Biegungsfestigkeit.

Querschnitt 1 ist Einspannquerschnitt, die freitragende Länge 105 cm, die mittlere spezifische Belastung beträgt

$$p = \frac{150\ \text{kg}}{5120\ \text{cm}^2} \sim 0{,}03\ \text{kgcm}^2.$$

$$M_b = \frac{p}{2}\,x^2 = 0{,}015 \cdot 105^2 \sim 165{,}4\ \text{kgcm} = 1\,\frac{s^2}{6} \cdot k_b$$

Die zulässige Biegungsbeanspruchung k_b wird mit Rücksicht auf die Zusatzspannung durch die Zentrifugalkraft mit 80 kg/cm² angenommen.

Dann ist

$$s = \sqrt{\frac{165{,}4 \cdot 6}{80}} \sim 36\ \text{mm}.$$

Der Querschnitt erhält in der Ausführung 42 mm Stärke und wird aus Sicherheitsgründen linsenförmig gestaltet.

2. Die Zentrifugalkraft, in $\sim 0{,}1$ m vom Wellenmittelpunkt angreifend, die diesen Querschnitt beansprucht, hat die Größe (mit etwa 0,5 kg rotierendes Gewicht gerechnet):

$$C = \frac{0{,}5}{g} \cdot \frac{22{,}0^2}{0{,}1} \sim 250\ \text{kg}.$$

Der Querschnitt kann mit 30 cm² Flächeninhalt geschätzt werden, so daß

$$k_z = \frac{250}{30} \sim 8 \text{ kg/cm}^2$$

Zugspannung entstehen.

Spant, in welchem der Druckmittelpunkt liegt:

$$M_b = 0{,}015 \cdot 39^2 \sim 23 \text{ kgcm}$$

und

$$s = \sqrt{\frac{138}{80}} \sim 13 \text{ mm}.$$

Wird hier das Gewicht der rotierenden Masse mit $^4/_5$ des Flügelgewichtes, der Angriffspunkt der Zentrifugalkraft in $\sim$ 0,6 m Entfernung eingeschätzt, dann ist

$$C = \frac{4}{5} \cdot \frac{2{,}15}{g} \cdot \frac{72^2}{0{,}6} \sim 1450 \text{ kg};$$

mit einem Querschnitt von $\sim$ 40 cm² gerechnet, gibt eine Zugbeanspruchung

$$k_z = \frac{1450}{40} \sim 36 \text{ kg/cm}^2,$$

so daß $k_b + k_z \sim 116$ kg/cm² sich ergeben würde. In der Ausführung ist daher die Stärke auf 18 mm erhöht worden.

Diese angestellten Rechnungen gelten nur angenähert.

19. Ausführungsformen von Luftschrauben.

Die Konstruktion der Luftschraube hat im Laufe der Zeit mannigfache Wandlungen durchgemacht. Während früher z. B. Oberst Renard bei seiner Luftschiffkonstruktion (Abb. 154k) ein aus radial und senkrecht dazu laufenden Holzlatten bestehendes Gerippe verwendete, welches nach den Umrißlinien der herzustellenden Schraubenfläche gelegt und mit gefirnißter Seide bespannt war (ähnlich wie dies später Wellner bei seinem aus Ulmenzweigen hergestellten Schraubenmodell getan hat, das mit Aluminiumblech belegt wurde), verwendet man heute für das ganze Schraubenblatt Stahl, Aluminium, Aluminiumlegierung oder in jüngster Zeit insbesondere Holz.

In den Abb. 154, 155, 156 sind einige der bekanntesten Formen dargestellt:

In Abb. 155 a, f ist die von R. Chillingwort - Nürnberg konstruierte Lamellenluftschraube in zwei Ansichten dargestellt; sie wird so genannt, weil der Flügel aus gestanzten, mit Schlitzen versehenen Blechlamellen besteht, die sämtlich auf einem Stahlschaft auf-

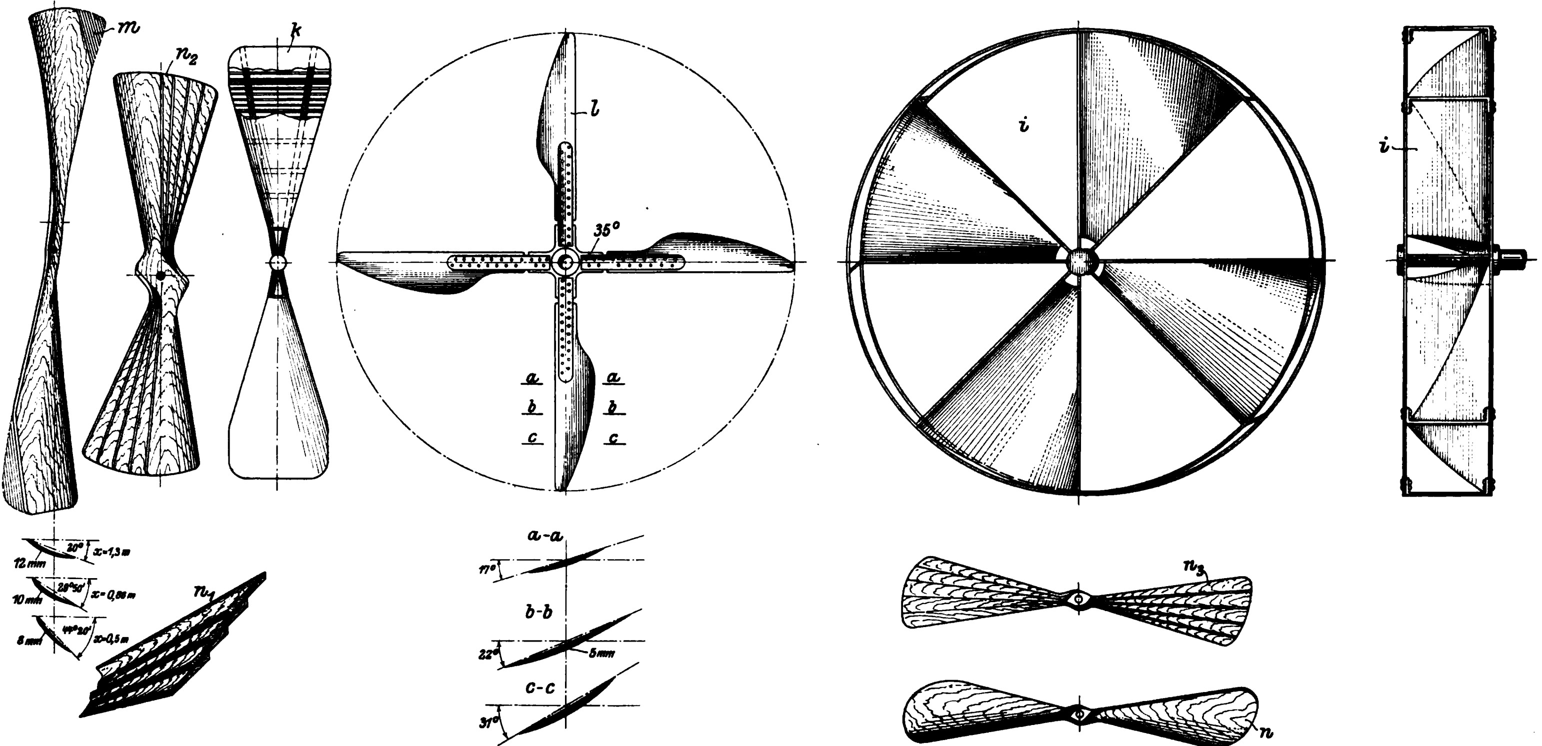

m
n₂
k
l
35°
a
b
c
a
b
c
i
i
20°
x=1,3 m
12 mm
28°50'
x=0,88 m
10 mm
44°20'
x=0,5 m
8 mm
n₁
a-a
17°
b-b
22°
5 mm
c-c
31°
n₃
n

Abb. 154.

gezogen sind und durch Verstellung einer durch die Schlitze hindurchtretenden Hilfsstange in die gewünschte schraubenflächenartige Anordnung übergeführt werden können.

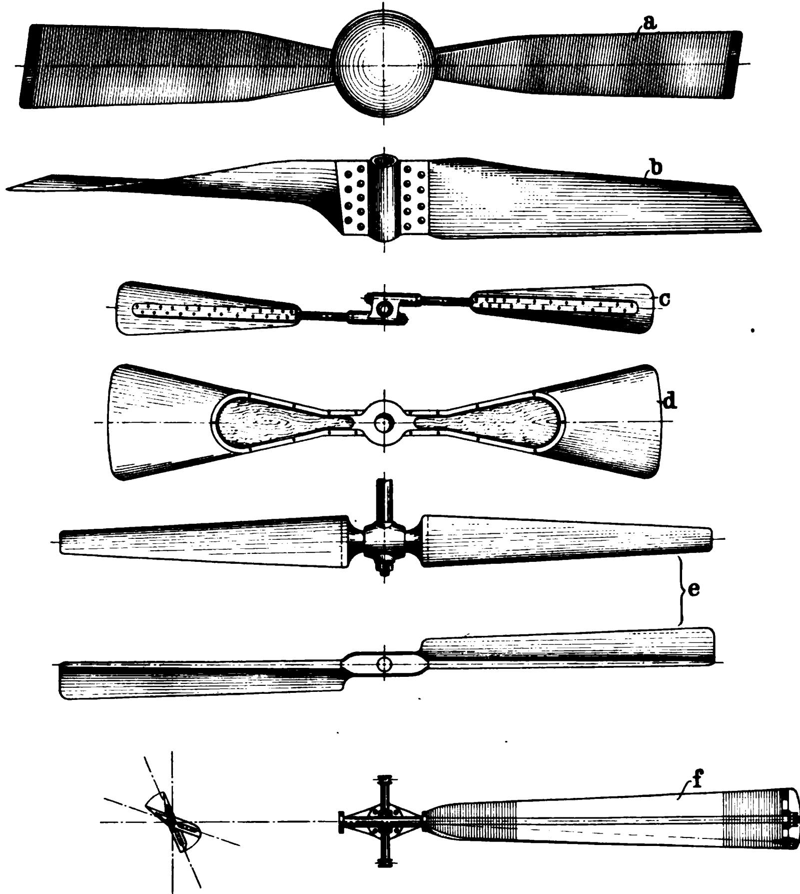


Abb. 155.

In ähnlicher Ausführung werden neuerdings Schrauben aus fest aneinander gekitteten Lederlamellen erzeugt, die auf zwei in 100 mm Entfernung voneinander laufenden Stahlstangen aufgezogen werden.

Die Bearbeitung dieser Lederschrauben geschieht in gleicher Weise wie die der Holzschraube.

Im nächsten Bilde b und e ist die derselben Firma patentierte, aus Stahlblech hohlgepreßte Luftschraube abgebildet; das geringe Gewicht ohne Einbuße an Festigkeit wird hier einen besonderen Vorzug ausmachen. Beide Formen haben sich jedoch nicht eingeführt; das

gleiche gilt von der in Abb. 155d dargestellten Konstruktion, die aus Stahl und im mittleren Teil aus Holz besteht. Abb. 154l zeigt die vierflügelige Metallschraube der Blériot-Flugmaschine IX mit zugehörigen Schnitten. D = 2,3 m, H = 1,2 m, n = 1500, N = 50 PS.

Gebrüder Voisin verwendeten bei ihrer Flugmaschine die in Abb. c dargestellte zweiflügelige Schraube, deren Aluminiumflügel mit seinem Stahlschaft von hohlem Querschnitt an dem flachen Ende mit versenkten Kupfernieten, besser mit Aluminiumnieten befestigt ist. Ähnlich war die mit Magnaliumblatt versehene Schraube des Antoinetteapparates, der auf der I. internationalen Flugwoche in Berlin zu sehen war.

Die weitaus größte Verbreitung hat heute die Holzschraube gefunden, die von verschiedenen Firmen in bester Qualität erzeugt wird.

L. Chauvière - Paris und Frankfurt a. M. hat in seiner „Integralschraube" (Abb. 154n — n_3) ihrer Einführung den Weg gebahnt; die Holzschrauben von Basse & Selve in Altena, die „Normalschraube" von Drzewiecki, die „Etaschraube" von Borrmann & Kaerting-Berlin, die „Garuda"-Luftschraube usw. sind bekannte Konstruktionen.

Astloses Nußbaumholz, auch Fichtenholz wegen seines geringen Gewichtes, eignet sich besonders gut zur Anfertigung; aus Festigkeitsgründen wird die Holzschraube aus schmalen Lamellen hergestellt, die, fächerartig sich überdeckend, unter starkem Druck und Verwendung eines Qualitätsleims von großer Klebefähigkeit zusammengehalten werden, so daß zwei Flügel entstehen, die durch die Nabe in der Mitte zusammenhängen. Dadurch, daß die Materialfasern der Bohlen durchlaufen, also bei der späteren Bearbeitung keinerlei Beschädigung erleiden, entsteht eine widerstandsfähige Konstruktion.

Die Fertigstellung einer solchen Schraube verläuft etwa so:

Im Grund- und Aufriß ist die Schraubenfläche genau entworfen, mehrere Radialschnitte, Spanten von Nabe bis Umfang sind besonders herausgezeichnet.

Die aus dem Stamme herausgeschnittenen astlosen Bohlen werden wie oben angegeben zusammengepreßt, geleimt und so fächerartig übereinander (Abb. 154n_1 und n_2) gelagert, daß sich die richtige Breite ergibt. Die Abtreppungen werden bei der Fertigbearbeitung beseitigt (n_3). Durch Auflegen von (zweiteiligen) Profillehren (aus Zinkblech) wird an den verschiedenen Radien die Schraubenfläche genau ausgearbeitet. Nach den vorgearbeiteten Stellen wird dann das Material auf den Zwischenstellen abgeschlichtet; vorteilhaft ist es, die Lehren auf einer Holzbank in der entsprechenden Stellung zu befestigen und danach die Ausarbeitung vorzunehmen.

Nach dem Auswuchten erfolgt das Matt- und Glattreiben der Oberfläche mit Bimssteinpulver und Schmirgel. Die vollkommene Glätte

und Politur wird durch einen wetterbeständigen Schellackanstrich erzielt; 6—8—10 übereinandergelegte Holzlamellen genügen für die brauchbaren Dimensionen. Abb. 154n zeigt das Fertigprodukt.

Die Wrightsche Schraube in Abb. 154 m mit 3 Querschnitten wird ähnlich aus drei sorgfältig zusammengeleimten Holzbohlen (2,6 m Durchmesser und 133 mm breit) ausgearbeitet.

Die Flügelflächen sind auf $^2/_3$ ihrer Länge mit einem Leinwandüberzug beklebt, um Überbeanspruchungen des Holzes nach Möglichkeit auszuhalten. Die Formgebung der W.-Schraube ist deshalb so

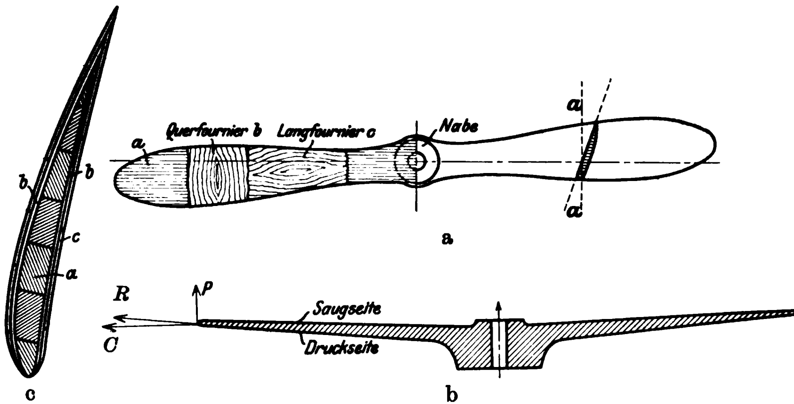


Abb. 156.

merkwürdig, weil man an ihr im fertigen Zustande das Stadium des Probierens beobachten kann; die abgestutzten Flügelenden zeigen deutlich, daß der Konstrukteur die Schraube erst beim Arbeiten des Motors in ihrer Breite (schraffierte Flächen) der Geschwindigkeit des Motors angepaßt hat.

Abb. 156a, b, c zeigen die von der Firma Borrmann & Kaerting-Berlin hergestellte Eta-Luftschraube, welche durch ihre Formgebung, die aus Festigkeitsrücksichten bedingt ist, bemerkenswert erscheint.

Bei jedem Schraubenelement greifen Zentrifugalkraft C und Luftwiderstandskomponente P an, deren Resultierende R ist; um im vorhinein gefährliche Biegungsspannungen im Schraubenblatt auszuschließen und nur Zugspannungen zuzulassen, wird der Schraubenflügel in radialer Richtung nach Richtung von R gebogen, so daß die Resultierende aus den Zentrifugalkräften und dem Vorschub an allen Stellen in die Schwerlinie des Flügelquerschnittes fällt und der Flügel auf seine ganze Länge ungefähr jene Krümmung erhält, die er beim Betriebe unter Voraussetzung eines elastischen Materials einnehmen würde. Die Schraubenfläche wird aus Nußbaumlamellen a, die in der Flugrichtung liegen und durch Querfourniere b

und Längsfourniere c abgebunden sind, zusammengeleimt Abb. 156c. Die Schraube scheint sich recht gut zu bewähren; eine in der Fabrik besichtigte Schraube für einen 50-PS-Motor hatte 3 m Durchmesser, 1800 mm konstante Steigung bei n = 550 und ergab 185 kg Vortrieb am Stande bei 11,5 kg Gewicht. Häufig erhalten diese Schrauben eine vom Umfang nach der Nabe zu wachsende Steigung. Der Zuwachs der Steigung wird vom Durchmesser abhängig gemacht; eine Schraube von 2,3 m Durchmesser für n = 1600 und 40 PS Leistung mit einer Steigung 1040 mm am Umfang, wachsend bis 1200 mm an der Nabe, ergab laut Angabe der Firma über 200 kg Vortrieb am Stande.

Die Garuda-Luftschraube zeichnet sich durch schmale Flügelbreiten aus, die hohe spezifische Raumausnutzung bedingen, die Steigung ist verhältnismäßig hoch gewählt; ähnlich der Etaschraube werden

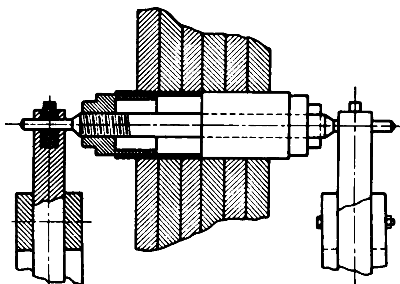


Abb. 157.

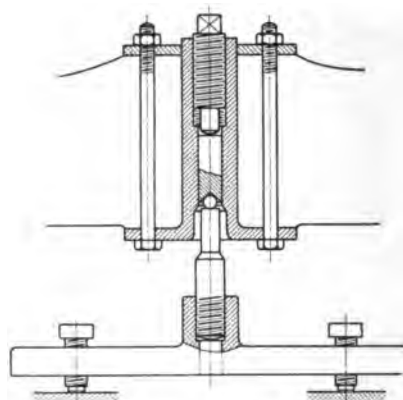


Abb. 158.

auch hier zur Vermeidung der Biegungsspannungen die Flügelblätter aus der Umdrehungsebene heraus in die Flugrichtung gekrümmt, so daß hier wie dort an jeder Stelle dem Flügel die Richtung der Resultierenden aus Zentrifugalkraft und Komponente des Luftwiderstandes gegeben wird. Die Enden der Luftschraube sind mit einem wasserdichten Stoff überzogen, um Aufplatzen tunlichst zu verhindern.

Zum Vergleiche ist in der Abb. i eine Luftschiffschraube ehemaliger Konstruktion beigefügt; sie war von Ing. Dörhöfer fü das Ruthenbergluftschiff gebaut; bei 20 PS betrug der Vorschub etwa 90 kg bei n = 350—400. Bei sehr geringem Gewichte betrug der Durchmesser 3,0 m und die Steigung 3,2 m.

Große Sorgfalt ist auf das Auswuchten der Schraube zu verwenden; es handelt sich hier darum, einseitige Zentrifulgalmomente, die sich durch kleine Gewichtsunterschiede infolge der unvollkommenen Be-

arbeitung des verschieden großen spezifischen Gewichtes des Holzes an verschiedenen Stellen ergeben, aufzuheben, so daß die Schraubenachse zu einer freien Achse wird, in die der Schwerpunkt der Gesamtmasse hineinfällt.

Am häufigsten besteht die Vorrichtung darin, daß man die Welle der Schraube auf zwei wagerechte Walzen oder Schienen rollen läßt und untersucht, an welcher Stelle ein überschüssiges Drehmoment vorhanden ist; das wird durch kleine Bleigewichte auf der entgegengesetzten Seite ausgeglichen. Eine Auswuchtungsvorrichtung mit sorgfältig arbeitender Kugellagerung zeigt Abb. 157.

Bei der im Laboratorium Lindenberg von Prof. Dr.-Ing. Bendemann verwendeten Vorrichtung (Abb. 158) besitzt die Welle ein mit Gewinde eingesetztes Stück, das unten eine kugelförmige Ausdrehung hat, die auf einer Stahlkugel aufsitzt. Ist beim Aufsetzen der Schraube die Grenze einer stabilen Gleichgewichtslage erreicht, dann wird die Schraube gedreht, und an einer bis an die Flügelenden heranreichenden Skala können geringe Höhenunterschiede während der Drehung der Schraube abgelesen werden.

IX. Motoren.

A. Allgemeines.

Es ist bekannt, daß die Verwirklichung des Gedankens, mit mechanischen Vorrichtungen zu fliegen, so lange auf sich warten ließ, weil das Verhältnis $\frac{\text{Gewicht des Motors G in kg}}{\text{abgegebene Nutzleistung in PS}}$ bis vor wenigen Jahren zu ungünstig war.

Erst in den letzten Jahren ist es den Anstrengungen des Konstrukteurs durch Benutzung musterhafter Vorbilder aus dem hochentwickelten Automobilbau gelungen, einen genügend leichten Motor auf den Markt zu bringen.

Am deutlichsten wird der Fortschritt, den die Technik in den letzten 50 Jahren, seit Giffards Zeiten zu verzeichnen hat, wenn obiges Verhältnis von einst mit seinem jetzigen Werte verglichen wird.

Die zur Ausrüstung seines lenkbaren Luftschiffes von Giffard (1856) verwendete Dampfmaschine wog 83 kg für 1 PS, Krebs und Renard brachten es mit ihrer elektrischen Maschine, die im Luftschiffe La France (1885) eingebaut war, auf 30 kg für 1 PS; die heute gebräuchlichsten Verbrennungskraftmaschinen, die als Benzinmaschinen angewendet werden, wiegen 2—2,5 kg und darunter für 1 PS im betriebsfertigen Zustande, einschließlich aller Steuerorgane, Vergaser, Zylinderkühlvorrichtungen, ausschließlich Brennstoffvorrat. Bei manchen Konstruktionen (Umlaufmotoren) ist man bereits weit unter diesen Wert gekommen; wird jedoch hier der Brennstoffverbrauch mit in Rechnung gezogen, so ergeben sich für den Umlaufmotor größere Einheitsgewichte. Doch ist das Jagen nach dem Gramm nur dann am Platze, wenn es nicht auf Kosten der Betriebssicherheit geht. Diese mit Wirtschaftlichkeit verknüpft ist das Haupterfordernis eines jeden Flugmotors. Durch Verwendung des Qualitätsstahls von großer Festigkeit, wie Chromnickelstahl, Wolframstahl für Schrauben, Bolzen, Zahnräder, Zylinder und Gestänge, durch besondere Bearbeitungsmethoden der Zylinder, durch vorteilhafte Anordnung vieler Zylinder und der damit verknüpften Erhöhung der Gleichförmigkeit des Ganges wurde man den gestellten Anforderungen gerecht.

Der leichtere Bau wurde unter anderem auch dadurch erzielt, daß ein Organ, z. B. der Kurbelzapfen, oder ein Ventil für mehrere Funktionen herangezogen wurde; der Kurbelzapfen wird für mehrere Pleuelstangen gleichzeitig verwendet, ein und dasselbe Ventil wird bald als Einlaß-, bald als Auslaßventil gebraucht.

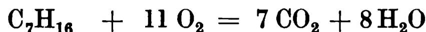
Der Vorteil der leichten Bauweise, die, wie schon erwähnt, an der Grenze, an der wir uns derzeit bewegen, Halt machen kann (denn Breguets Flugzeug mit 630 kg Nutzlast, Blériots Maschine mit mehr als 500 kg Nutzlast haben gezeigt, daß man mit viel schwereren Motoren, als sie heute gebaut werden, das Fliegen möglich machen kann), liegt darin, daß dem kleineren Motorgewichte ein größerer mitzunehmender Benzin- und Ölvorrat, also ein desto größerer Aktionsradius entspricht.

B. Brennstoff.

Als solcher dient das Benzin, das aus Bestandteilen des Rohölpetroleums oder Mineralöls durch fraktionierte Destillation zwischen 60^0 und 90^0 gewonnen wird. Es enthält Kohlenwasserstoffe mit 6 Atomen Kohlenstoff C_6 und vornehmlich solche mit C_7. Da dessen Siedepunkt mit dem spezifischen Gewichte steigt, so ist leichtes Benzin (0,64 bis 0,7 spez. Gewicht) wertvoller als schweres (spez. Gewicht 0,7—0,77), weil ersteres leichter vergast, geringere Rückstände hinterläßt, also vollkommener verbrennt.

Mit Luft gemischt erhält man ein explosives Gemenge, aus welchem durch vollständige Verbrennung von 1 kg Benzin etwa 11 000 Wärmeeinheiten erzeugt werden.

Gewöhnlich verläuft die vollkommene Verbrennung etwa nach der Reaktion:



$$C_7H_{16} + 11\,O_2 = 7\,CO_2 + 8\,H_2O$$

Petroleumdestillat (Heptan) Sauerstoff Kohlensäure Wasser.

C. Arten der Motoren nach den Arbeitsverfahren.

Man verwendet bei den Flugmaschinen wie im Automobilbau vornehmlich Viertaktmotoren, bei denen ein Arbeitshub auf zwei Umdrehungen der Kurbel entfällt; die in wenigen Konstruktionen verwendeten Zweitaktmotoren (Grade, Laviator usw.) haben sich wegen ihrer geringeren Regulierfähigkeit im Automobilbau wenig Eingang verschafft.

Im Flugmotorenbau ist mehr Aussicht auf Einführung vorhanden, da hier fast stets volle Belastung in Frage kommt. Beim Arbeitsgange des Zweitaktmotors entfällt auf eine Umdrehung ein Arbeitshub, so daß seine Leistung bei sonst gleichen Verhältnissen das Doppelte derjenigen eines Viertaktmotors ausmacht.

D. Arbeitsweise der Motoren.

1. Der Viertakt-Motor.

Seine Wirkungsweise verläuft so (Abb. 159):

Beim Niedergange des Kolbens K aus seiner höchsten Stellung wird beim geöffneten Ansaugeventil v_e die Luft aus einer Rohrleitung r angesaugt, die mit Benzingas angereichert ist, da sie auf ihrem Wege durch den Vergaser V den Brennstoff in fein verteiltem Zustande mitgerissen hat. Beim darauffolgenden Aufwärtsgange wird das angesaugte Gemisch komprimiert, und kurz vor Hubende erfolgt mittels eingeleiteten elektrischen Funkens die Entzündung. Die Spannungsenergie der Verbrennungsgase setzt sich beim Niedergange des Kolbens durch Vermittlung der Pleuelstange P und des Kurbelzapfens Z in kinetische Energie der Welle w um. Kurz vor Ende des Arbeitshubes öffnet sich das Auspuffventil, (in der Abb. 159 ist es nicht sichtbar, weil es hinter dem Eintrittsventil liegt), um die entspannten Verbrennungsgase in die Atmosphäre zu entlassen. Im Flugzeugbau hat der Motor mit dauernd voller Belastung zu arbeiten, so daß komplizierte Regulierungsvorrichtungen unnötig werden und der Bau des Motors dadurch vereinfacht wird.

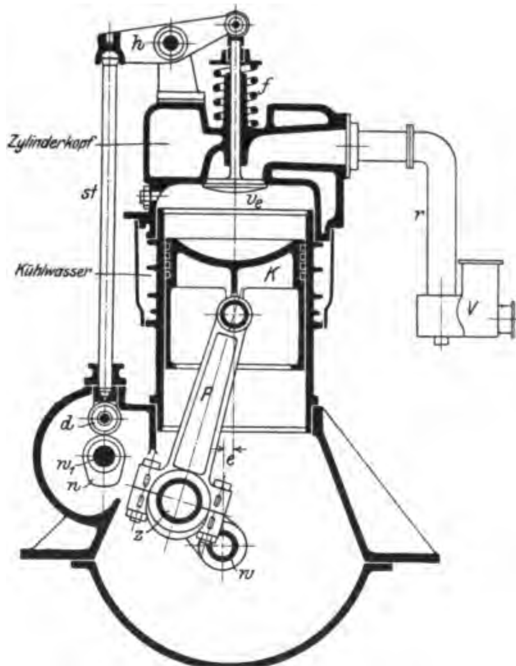


Abb. 159.

2. Der Zweitakt-Motor.

Es gibt hier zwei grundsätzlich verschiedene Bauarten; beim Zweischlitzsystem (Abb. 160) besitzt der Motor ein Ansaugeventil v_e am Kurbelgehäuse k angeschlossen; letzteres dient beim Zweitaktmotor als Luftpumpenzylinder und ist von der Außenluft dicht ab-

geschlossen. Das Dreischlitzsystem ist ventillos, und die Steuerung des Gasein- und Austrittes wird vom Kolben bewirkt.

Trotz der einfacheren Bauweise dürfte dieses System wegen seiner geringen Regulierfähigkeit nicht in Frage kommen.

Die Arbeitsweise des Zweitaktmotors ist folgende: Beim *Niedergang* des Kolbens K werden vorerst durch diesen die Auspuffschlitze s in der Zylinderwand freigegeben, das beim früheren *Aufwärtshube* im Kurbelgehäuse angesammelte Luft-Benzingemisch wird verdichtet, tritt durch den Kanal a und durch die vom Kolben freigegebene Eintrittsöffnung längs des am Kolben befindlichen Führungsansatzes f nach oben und verdrängt die Abgase.

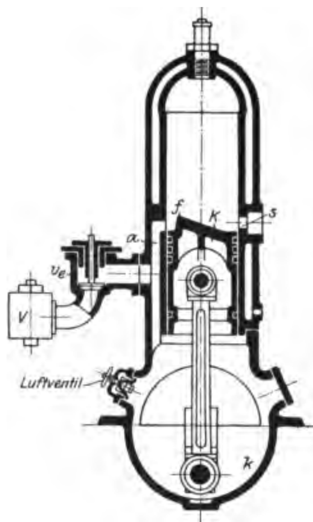


Abb. 160.

Beim *Aufwärtshub* des Kolbens werden die Öffnungen geschlossen und das im Zylinder befindlicheGemisch verdichtet, die untere Kolbenseite arbeitet auf Erzeugung eines luftverdünnten Raumes im Kurbelgehäuse, so daß durch das vom atmosphärischen Überdruck geöffnete Eintrittsventil neues Gemisch eindringt.

In der Nähe des oberen Totpunktes erfolgt die Zündung, der Arbeitshub wird eingeleitet, und das Spiel beginnt von neuem. Der Vergaser V hat hier noch die Aufgabe zu erfüllen, während der Spülung des Zylinders nur reine Luft einzulassen und daraufhin erst die Ladung einzuleiten, um nicht unnötig Benzin ins Freie entweichen zu lassen. Die in der Zylinderwandung vorgesehenen Einlaß- und Austrittsschlitze sollten, um möglichst genügendes Volumen Spülluft eintreten bzw. die Abgase möglichst rasch abführen zu lassen, mindestens 90° des Zylinderumfanges betragen.

An Stelle der einseitig angeordneten Führungswand f werden neuerdings zur Verbesserung des Spülvorganges zu beiden Seiten je eine Vertikalwand am Kolbenboden angegossen, die eine zur Führung des eintretenden Gasgemisches, die andere zur Leitung des Abgases. Dementsprechend sind zwei Gasleitungen vorhanden, deren Mündungen in der Zylinderwand einander gegenüberliegen.

Die Vorteile des Zweitaktmotors gegenüber dem Viertaktmotor sind zu suchen: in der größeren Gleichförmigkeit des Ganges infolge der doppelten Zahl der Arbeitshübe bei gleichen Umdrehungen, im kleineren Einheitsgewicht bei gleicher Leistung und in dem Fehlen empfindlicher Teile, wie Ventile und Steuerteile.

Als Nachteil ist die ungünstige Ausnutzung des Kolbenhubes anzusehen, da ein größerer Teil desselben für den Auspuff verloren geht, sowie die Schwierigkeit, innerhalb der kurzen Zeit zwischen Spülung und Ladung die Verbrennungsgase aus dem Zylinder vollends zu entfernen; des weiteren ist seine geringere Regulierfähigkeit, der hohe Verbrauch an Betriebsstoffen zu erwähnen.

Dient die dicht abgeschlossene Kurbelkammer des Pumpenzylinders als Aufenthalt für das Ladegemisch, dann ist seine Verschlechterung durch das Spritzöl und daher auch ein Verrußen der Zündkerze zu erwarten, andererseits dürfte das Gasgemisch auf die Güte des Schmiermaterials nachteilig einwirken.

Von den mehrfach auf den Markt gebrachten Konstruktionen dieser Bauart wären anzuführen; ein Zweizylindermotor, für dessen Bau die Konstruktion des Oechelhäusermotors mit zwei gegenläufigen Kolben in jedem Zylinder vorbildlich gewesen war; die Ausführung von Appleton, bei der für Drei- oder Sechszylindermaschinen die Kolben an dem der Kurbelkammer zugekehrten Ende Arbeitsflanschen besitzen, um so als Stufenkolben die Ladepumpe zu ersetzen. Der Steuervorgang verläuft dann so, daß der Kolben des ersten Zylinders als Steuerorgan für die nächstfolgenden Zylinder dient; der Kolben besitzt zwei Schlitze, von denen der eine den Gaseintritt zur Pumpe des zweiten Zylinders und der andere den Lufteinlaß zur Pumpe des dritten Zylinders steuert.

Beim Umlaufmotor „Laviator“, dessen Arbeitsweise später angeführt wird, ist dieses Arbeitsprinzip in ähnlicher Weise verwendet.

Beim Zweitaktmotor von René Legros wird neben der Kolbensteuerung ein Drehschieber benutzt, der den Verbrennungsraum bald mit der Vergaserleitung, bald mit einer Gemischkammer verbindet; dadurch sollen die mit der Verdichtung des Gasgemisches im Kurbelgehäuse angeführten Nachteile vermieden werden.

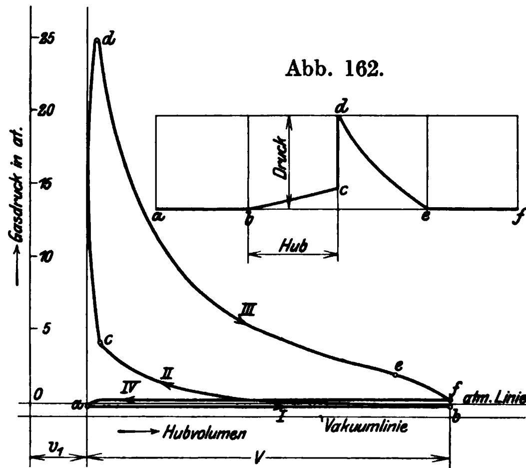
Steht der Kolben in der unteren Totlage, dann werden die Einlaß- und Austrittsöffnungen frei, die Spülluft bzw. das Gasgemisch tritt aus der erwähnten Gemischkammer über den Kolbenboden in den Verbrennungsraum. Der aufwärtsgehende Kolben schließt beide Öffnungen ab, der Drehschieber verbindet den Vergaser mit einem von unten nach dem Kolbenboden ragenden Kanal, so daß jetzt frisches Gasgemisch angesaugt wird. Ist der Aufwärtshub vollendet, dann schließt der Drehschieber den Vergaserkanal ab und verbindet durch den im Schieber angeordneten Schlitz den Kolbenkanal mit der Gemischkammer, in die das beim Aufwärtsgange angesaugte Gemisch durch den bei der Explosion nach unten bewegten Kolben hineingedrückt wird.

Im folgenden beschränken wir uns in der Besprechung auf den Viertaktmotor.

E. Das Arbeitsdiagramm.

Der Einzylinder.

Der Viertaktmotor hat den Vorteil der einfachen Bauausführung, verbunden mit dem Nachteil eines ungleichmäßigen Drehmomentes; denn jeder volle Verbrennungsvorgang besteht aus vier Kolbenhüben oder Takten, von denen nur einer Nutzarbeit verrichtet, während die übrigen zum Laden mit Gasgemisch, bzw. zum Entladen der Verbrennungsgase Verwendung finden.



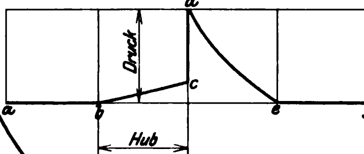


Abb. 161.

Das Arbeitsdiagramm verläuft nach Abb. 161:

I. Takt: a—b Ansaugen des Benzin-Luftgemisches,

II. Takt: b—c Verdichten des angesaugten Gemisches, in c Entzündung durch elektrischen Funken, c—d Verbrennung der Ladung bei einer Temperatur von 1500 bis 2000°,

III. Takt: d—e Ausdehnung der Verbrennungsgase, in e Beginn des Auspuffs,

IV. Takt: f—a Ausströmung der Abgase in die freie Luft.

Für den vorteilhaft verlaufenden wärmetechnischen Prozeß im Zylinder ist ein großes Verdichtungsverhältnis

$$\frac{\text{Gesamtvolumen}}{\text{Verdichtungsraum}} = \frac{v + v_1}{v_1} = \varepsilon$$

von großer Bedeutung.

Man nimmt $\varepsilon = 4{,}8$—$5{,}2$ bei sehr gut gekühlten Motoren; bei luftgekühlten Motoren bewegt sich der Wert ε wegen der Gefahr einer zu großen Erhitzung und Selbstendzündung des Gasgemisches in niedrigeren Grenzen. Verdichtungsraum ist der nach Erlangung des oberen Totpunktes hinter dem Kolben frei bleibende Zylinderraum.

Die vier Zustandsänderungen des Gemisches können in ihrer zeitlichen Aufeinanderfolge auch durch den Linienzug in Abb. 162 darge-

stellt werden, wenn a b = b m = m e = e f = Hublänge abgetragen werden.

a b Ansaugen im I. Takte,
b c Verdichten im II. Takte,
d e Ausdehnung beim III. Takte,
e f Ausströmen im IV. Takte.

Die Flugzeugmotoren sind rasch laufende Maschinen mit n = 1000 bis 1600 Umdrehungen in der Minute, daher werden die zur Beschleunigung der beweglichen Massen des Kurbeltriebes notwendigen Massendrücke sehr groß; die Anwendung von Qualitätsmaterial zur Einschränkung der Gewichte ist von selbst gegeben, um die Beschleunigungsdrücke bzw. deren Vertikalkomponenten, die bei Nebeneinanderordnung der Zylinder als freie Kräfte Erschütterungen hervorrufen werden, zu beschränken.

Das Bestreben, während eines Kurbelumlaufes ein möglichst gleichmäßiges Drehmoment zu erzeugen, führt zu vielzylindrigen Anordnungen.

Die im Flugmaschinenbau verwendete geringste Anzahl von Zylindern, die mit selbständigem Kurbeltrieb arbeiten, ist vier.

F. Anordnung der Zylinder.

Diese ist mit Rücksicht auf Gewichtsverminderung und Gleichförmigkeit des Ganges mannigfach gestaltet.

Die Zylinder sind entweder stehend oder liegend, fest oder umlaufend, nebeneinander oder in V-Anordnung unter 60—90°, stern- und fächerförmig in einer oder in mehreren hintereinanderliegenden Reihen oder einander gegenüber horizontal oder vertikal aufgestellt. In den Abb. 163—169 sind verschiedene gebräuchliche Systeme dargestellt.

Abb. 163.

Abb. 163. Die Zylinder sind nebeneinander angeordnet, jeder einzeln oder häufig je zwei ein Gußstück bildend; diese Konstruktion lehnt sich in wesentlichen Teilen dem Automobilmotor an. Jeder Kolben arbeitet auf einen Kurbelzapfen. (Argus, Daimler-Mercedes, N. A. G., Dixi usw.)

Der Ungleichförmigkeitsgrad des Ganges feststehender Motoren bei Nebeneinanderanordnung der Zylinder ist beim Vierzylinder sehr klein bis 1 : 180, also so gering, wie er bei unseren Lichtmaschinen etwa in Frage kommt.

Während die freien Momente der Beschleunigungsdrücke gänzlich ausgeglichen sind, ist dieser Ausgleich bezüglich der Vertikalkomponenten der freien Massenkräfte nicht vollends erreicht, so daß Erschütterungen auftreten, die sich auf das Flugzeug übertragen, die Befestigung und die Lagerung mehr oder minder beanspruchen.

Der Sechszylinder hingegen ist sowohl bezüglich der Kippmomente als auch in Hinsicht auf freie Massendrücke ausgeglichen.

Abb. 164. Die V-Anordnung, durch welche von Levavasseur der erste leichte Flugzeugmotor für Santos Dumont geschaffen wurde, war für manche folgende Konstruktion vorbildlich und ist dadurch ausgezeichnet, daß je zwei Zylinder auf einen Kurbelzapfen arbeiten; seine Dimensionen brauchen deshalb nicht größer gehalten zu sein, weil die größte Beanspruchung für die verschiedenen Zylinder zeitlich hintereinander fällt; z. B. beim skizzierten Achtzylindermotor geschieht die Zündfolge nach je 90° Kurbeldrehung in der Reihenfolge: 1, 5, 2, 6, 4, 8, 3, 7, 2.

Die V-förmige Bauweise verkürzt die Baulänge und gestattet die vereinfachte Steuerung des Aus- und Einlaßventils mit zweistufigen Nocken.

Bei gegeneinander geneigter Zylinderstellung ist bei Benutzung je zweier Zylinder für eine Kurbel der Achtzylindermotor nur bezüglich der freien Kippmomente ausgeglichen (Antoinette, Körting, E. N. V.).

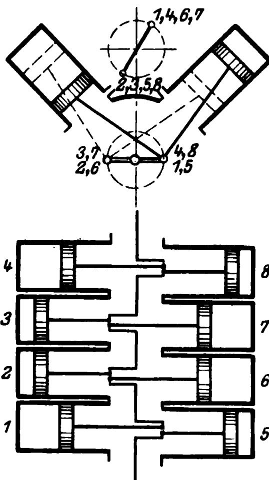


Abb. 164.

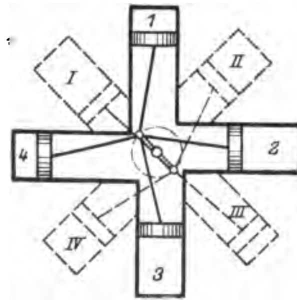


Abb. 165.

Abb. 165. Man ordnet sämtliche Zylinder in zwei Ebenen sternförmig an und läßt jede in einer Ebene aufgestellte Zylinderreihe auf einen Kurbelzapfen einer doppelt gekröpften Welle arbeiten; die geringen freien Massenkräfte werden durch kleine Gegengewichte an der Kurbelwelle ausgeglichen. Das Kippmoment ist hier wegen des kleinen Abstandes der beiden Zylinderebenen recht gering.

In jedem Zylinder wird natürlich bei zwei Umdrehungen der Kurbel nur einmal gezündet. Die Pleuelstangen der Zylinder I, II, III, IV, sowie 1, 2, 3, 4 greifen je an einem Kurbelzapfen an (Farcot, Anzani u. a.). Die sternförmige Anordnung der Zylinder für feststehende Motoren mit horizontaler Welle in einer Ebene gestaltet die Ölung schwierig; Farcot hat aus diesem Grunde die Zylinder in einer horizontalen Ebene sternförmig angeordnet und die Drehung durch ein Kegelradpaar auf die horizontale Schraubenachse übersetzt. Esnault Pelterie entwickelte aus der sternförmigen Anordnung die vorteilhaftere fächerförmige Verteilung der Zylinder.

Sternförmig angeordnete umlaufende Zylinder (Gnômemotor, Abb. 166) verbinden mit dem Vorteil guter Luftkühlung den Nachteil schwieriger Brennstoffzufuhr; sämtliche Zylinder arbeiten auf eine Kurbel. Die freien Massenkräfte fallen gänzlich weg, die Motoren arbeiten erschütterungsfrei.

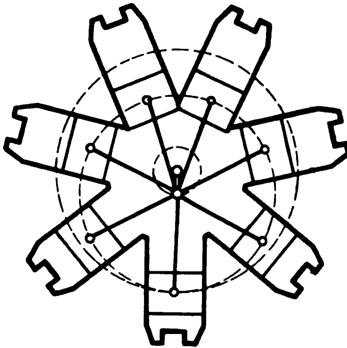


Abb. 166.

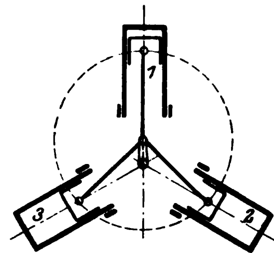


Abb. 167.

Abb. 167. Auch bei feststehenden Motoren ist die fächerartige und sternförmige Anordnung der Zylinder mit nur einer Kurbel gebräuchlich. Hier sind zumeist drei Zylinder mit je 120° Neigung der Zylinderachsen oder fünf Zylinder mit je 72° Neigung der Zylinderachsen angeordnet. Die freien Massenkräfte lassen sich hier durch Gegengewichte unschädlich machen.

Die Zündfolge beim Dreizylinder-Sternmotor lautet: 1, 3, 2, 1, beim Fünfzylinder-Sternmotor hingegen muß sie sein: 1, 3, 5, 2, 4, 1.

Bei einem sternförmigen Motor muß während zwei Umdrehungen der Zylinderkreis bezüglich der Zündfolge durchlaufen sein; die Arbeitsspiele ergeben sich bei gleichbleibenden Intervallen zwischen je zwei Zündungen in verschiedenen Zylindern bei oben aufgestelltem Schema; die Zahl der Zylinder muß, um die Zündung in gleichen Zeitabständen zu ermöglichen, ungerade sein, sobald nur ein Kurbelzapfen vorhanden ist. Die fächerförmige Anordnung der Zylinder in zwei Reihen

ist gleichfalls üblich; beim Fünfzylindermotor sind drei Zylinder in der einen Reihe, zwei Zylinder in der hinteren Reihe aufgestellt; je eine Gruppe arbeitet auf je eine der um 180° gegeneinander versetzten Kurbeln. Beim Siebenzylindermotor sind vier Zylinder bzw. drei Zylinder zu einer Gruppe vereinigt, die jede auf einen Kurbelzapfen arbeitet (Abb. 168). Der vollständige Ausgleich der Massenkräfte kann hier nicht voll erzielt werden.

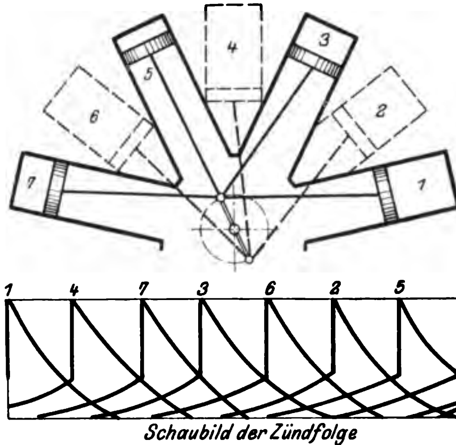


Abb. 168.

Bei der ersten Gattung ist die Zündfolge:

1, 5, 4, 3, 2, 1,

bei der zweiten Art:

1, 4, 7, 3, 6, 2, 5, 1,

wenn 1—3—5 bzw. 2—4—6 die zu einer Gruppe vereinigte Zylinderreihe darstellt und

2—4 bzw. 1—3—5—7

die zweite Gruppe ausmacht.

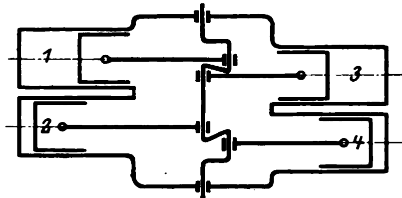


Abb. 169.

Von besonderer Form sind die Vierzylindermotoren, die aus vier horizontal liegenden Zylindern, je zwei zu beiden Seiten, bestehen. Die Welle ist doppelt um 180° gekröpft; an beiden Kröpfungen greift je eine Pleuelstange an, auf den mittleren Kurbelzapfen arbeiten zwei gegenüberliegende Zylinder (Abb. 169).

Der Ausgleich der Massenkräfte ist erreicht; hingegen entstehen wegen des Abstandes beider Zylinderachsen an je zwei gegenüberliegenden Zylindern kleine Kippmomente.

G. Vierzylinder.

Dieser bietet durch die symmetrische Anordnung der Zylinder in bezug auf Gleichmäßigkeit des Ganges und Ausgleichung der Kippmomente eine sehr günstige Gesamtanlage. Das freie Moment der Beschleunigungsdrücke für die beiden ersten Zylinder wird aufgehoben durch das freie Moment der beiden letzten Zylinder, bei denen die

Kurbeln in umgekehrter Reihenfolge angeordnet sind; zwischen je zwei Zylindern sind die Kurbeln um 180° versetzt (Abb. 163). Die Aufeinanderfolge der Perioden geschieht in den einzelnen Zylindern nach dem Schema (Abb. 170):

I. (1 Pfeil)	II. (2 Pfeile)	IV. (4 Pfeile)	III. (3 Pfeile)
Arbeitshub	Verdichten	Ausstoßen	Ansaugen
Ausstoßen	Arbeitshub	Ansaugen	Verdichten
Ansaugen	Ausstoßen	Verdichten	Arbeitshub
Verdichten	Ansaugen	Arbeitshub	Ausstoßen

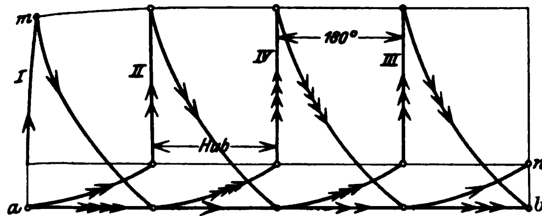


Abb. 170.

Nach je 180° Kurbeldrehung findet Zündung statt, und zwar in der Reihenfolge der Zylinder I, II, IV, III, wie das abgewickelte Schaubild der Zustandsänderung des Gemisches in den Einzelzylindern ersehen läßt. a b ist der Kolbenweg nach zwei Umdrehungen, b n der Kompressionsdruck und a m der Höchstdruck.

Berechnung der Leistung.

Es bedeuten:

p_m den mittleren Gasdruck auf den Kolben in kg/cm²,

D den Zylinderdurchmesser in Zentimetern,

H den Kolbenhub in Metern,

$\lambda = \frac{H}{D}$ das Verhältnis von Hub zum Zylinderdurchmesser,

η den mechanischen Wirkungsgrad.

Für einen Hub wird an mechanischer Arbeit verrichtet:

$$A = \frac{\pi}{4} D^2 \cdot p_m \cdot H \text{ mkg},$$

bei n minutlichen Umdrehungen sind nur $\frac{2\,n}{4 \cdot 60}$ Hübe in der Sekunde arbeitverrichtend, daher die Leistung

$$L = \frac{\pi}{4} D^2 \cdot p_m \cdot H \cdot \frac{2\,n}{4 \cdot 60}$$

oder mit

$$\lambda = \frac{H}{D} \text{ bezw. } H = \frac{D \cdot \lambda}{100},$$

wenn D hier in Zentimetern eingesetzt wird, um H in Metern zu erhalten, wird die effektive Leistung in PS ausgedrückt sein:

$$N_e = \frac{\pi}{4} \frac{D^2 \cdot p_m}{75} \cdot \frac{D \cdot \lambda}{100} \cdot \frac{2n}{4 \cdot 60} \cdot \eta$$

oder

$$N_e = \frac{\pi D^3 p_m \cdot \lambda \cdot n \cdot \eta}{3600000},$$

mithin ermittelt man den Zylinderdurchmesser aus

$$D = 10 \cdot \sqrt[3]{\frac{3600 N_e}{\pi \cdot p_m \cdot \lambda \cdot n \cdot \eta}} \cdot \text{in cm.}$$

Wählt man den Kompressionsdruck 4—6 kg/cm², so kann der Explosionsdruck bei der Zündung etwa viermal so groß, also 20 atm geschätzt werden.

p_m darf im Mittel zu 32 % des Explosionsdruckes genommen werden, also $p_m = 0{,}32 \cdot 20 = 6{,}4$ kg/cm² im Mittel. Der erzielte Arbeitsdruck ist bei wassergekühlten feststehenden Motoren höher; so beträgt er 7,52 kg/cm² beim 102-PSe-Benzmotor bzw. 8 kg/cm² beim 90-PSe-Daimlermotor, diesen Zahlen steht der Wert 4,7 atm beim 50-PSe luftgekühlten umlaufenden Gnômemotor gegenüber.

η veranschlage man zu 0,7—0,75.

Das Verhältnis $\frac{H}{D}$ trifft man zumeist = 1—1,1 an; es ist für den wirtschaftlichen Wirkungsgrad des Motors von großem Einflusse. Langhübige Motoren arbeiten günstiger; sie lassen eine günstigere Formgebung des Verbrennungsraumes und damit eine bessere thermische Ausnutzung erzielen. Der Diximotor und der Benzmotor mit $\frac{H}{D} = 1{,}32$ sind derartige Konstruktionen.

Aus zahlreichen Nachrechnungen von verschiedenartigen Motorkonstruktionen kann nach einem Aufsatz von Kassler und Levis die effektive Leistung der rasch laufenden Benzinmotoren geschätzt werden auf

$$N_e = \frac{z \cdot D^2 \cdot H \cdot n}{2330},$$

wenn z die Anzahl der Zylinder bedeutet und die Leistung auf eine Kolbengeschwindigkeit von 5 m/sec bezogen wird.

Die Erfahrung lehrt die Tatsache, daß bei gleich guter Konstruktion die Leistung rascher als die Quadrate der verwendeten Durch-

messer wächst, und zwar nach Faroux etwa mit 2,3- bis 2,4-facher Potenz von D, weil man annehmen darf, daß die Bewegungswiderstände mit dem Zylinderquerschnitt nicht im gleichen Verhältnis wachsen. Auch ist die Leistung bei verschiedenen Motorgattungen nicht dem Hub proportional, weil selbst bei ungleichen Kolbenhüben die mittlere Geschwindigkeit bei verschiedenen Umdrehungszahlen dieselbe sein kann. Die Reibungsarbeit nimmt mit der Tourenzahl zu, also ist sie dem Kolbenhube umgekehrt proportional; für gleiche Kolbengeschwindigkeiten wächst die Reibungsarbeit etwa nach $H^{0,7} - H^{0,85}$.

H. Einzelteile der Motoren.

1. Zylinder.

Dieser wird entweder aus Spezialgrauguß hergestellt mit besonderem Zylinderkopf aus Stahlguß, oder beide Teile, Hub- und Verbrennungsraum, werden aus geschmiedetem oder geschweißtem Stahl gefertigt; auch kommen Zylinder und Kopf aus einem Stück gegossen zur Anwendung; manchmal wird der vom Kolben bestrichene schmiedestählerne Teil mit einem Aluminium- oder Gußeisenkopf verbunden. Man achte darauf, daß beim Zusammenbauen verschiedener Stoffe nicht solche mit sehr verschiedenen Ausdehnungskoeffizienten zur Anwendung kommen, da dadurch das Dichthalten erschwert ist. Gußeisen neigt weniger zum Verziehen als Stahl und gibt nicht so leicht Anlaß zum Fressen der Kolben. Auf eine sorgfältige Ausbildung des Kompressionsraumes muß geachtet werden; seine halbkugelförmige Ausbildung ist recht vorteilhaft, weil unverbrannte Teile sich nicht in Winkelräumen festsetzen können.

Die Hauptgründe, die für eine derartige Ausgestaltung sprechen, sind darin zu suchen, daß die Kugel den Gasen die geringste Abkühlungsfläche im Verhältnisse zu ihrem Inhalte zur Zeit des Arbeitshubes nach der Explosion darbietet; der mittlere Druck wird daher infolge der kleineren Abkühlungsfläche des Verbrennungsraumes höher sein; auch während der Saugperiode, in der das kalt eintretende Gasgemisch sich auf Kosten der Zylinderwärme ausdehnt, wird die geringe wärmeabgebende Oberfläche des halbkugelförmig gestalteten Verbrennungsraumes günstig wirken; die Ausdehnung des Gasgemisches wird kleiner, der thermische Wirkungsgrad des Verbrennungsprozesses höher und dadurch auch die Leistung größer sein.

Erwähnenswert ist die in letzter Zeit angewendete Zylinderkonstruktion aus gezogenem Stahlblech und der aus dem vollen Stahlstück herausgearbeitete Zylinder. Häufig ist auch Nickelstahl das Zylindermaterial.

Die Befestigung der wassergekühlten, feststehenden Zylinder geschieht durch Flanschen am Kurbelgehäuse, wobei für eng gestellte Zylinder zum Festhalten nur eine Schraube für zwei nebeneinander befindliche Zylinder verwendet wird. Die Zylinder von stern- und fächerförmig angeordneten Motoren werden mit langen nach dem Kopfe laufenden Zugstangen gehalten. Auch die Befestigung mit Gewinde im geteilten Kurbelgehäuse (Anzani) oder mit Feder und Nut (Gnôme) kommt vor. Bei Verwendung eines ungeteilten Gehäuses wird auch der Bajonetteverschluß benutzt.

a) Die Wandstärke δ soll wegen besserer Kühlung so gering sein, als es Herstellung und Beanspruchung zulassen.

Man wählt bei Gußeisen mindestens

$$\delta = \frac{D \cdot p_{max}}{1600} + 3 \text{ mm},$$

für den Kompressionsraum etwa

$$\delta_1 = 7 \text{ mm für } D = 100 \text{ mm}$$

und wachsend um je 1 mm für je 25 mm größeren Durchmesser.

b) Zylinderkonstruktionen in schematischer Darstellung geben die Abb. 171—177 wieder. v_e bedeutet stets das Ein- und v_a das Austrittsventil, die gleiche Bedeutung haben diese Zeichen in den Lichtbildern.

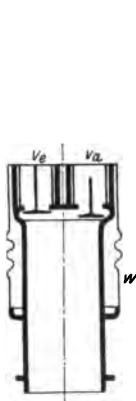


Abb. 171.

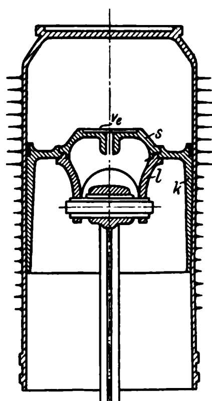
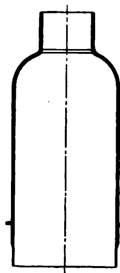


Abb. 172.


Abb. 173.

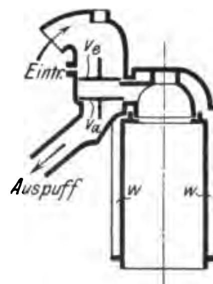


Abb. 174.

Abb. 171 zeigt den Zylinder eines stehenden wassergekühlten Motors der Adler-Fahrradwerke; W ist die Wasserkammer, die durch einen Mantel aus elektrolytischem Kupfer oder aus Aluminium hergestellt wird. Ein- und Austrittsventil befinden sich im Zylinderkopf nebeneinander.

Abb. 172 führt den luftgekühlten, mit dem Gehäusemantel aus einem Stück Stahl herausgedrehten Zylinder des Gnômemotors vor; die Kühlrippen reichen vom Verbrennungsraum bis fast an das offene Ende.

In Abb. 173 finden wir einen aus gezogenem Stahlblech hergestellten Motorzylinder.

Abb. 174 gibt einen Schnitt durch Ventilgehäuse und Zylinderkopf des Antoinettemotors von Levavasseur.

Abb. 175. Hier sind Z_1 und Z_2, die beiden ein Gußstück bildenden Zylinder, dem Automobilmotor nachgebaut; der Verbrennungsraum ist ungünstig gestaltet, weil die Ventile außerhalb des Zylinderkopfes gesetzt sind.

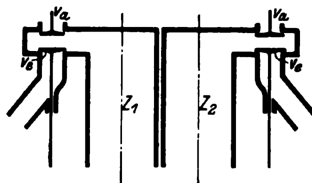


Abb. 175.

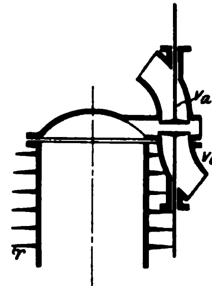


Abb. 176.

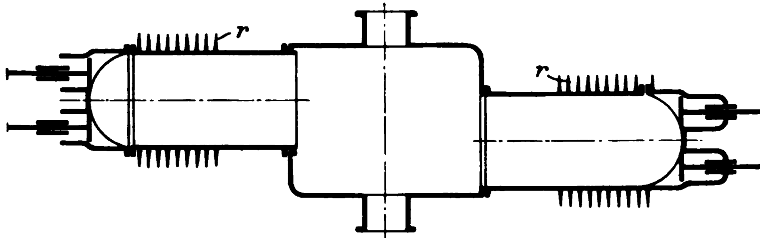


Abb. 177.

Abb. 176 zeigt den halbkugelförmigen Verdichtungsraum; Ventile sind hier außen übereinander angeordnet; besser ist es, die Ventile im halbkugelförmigen Verbrennungsraum nebeneinander zu setzen.

Abb. 177. Zylinderanordnung nach der Motorenfabrik Escher-Chemnitz mit horizontal einander gegenüberliegenden Zylindern aus Spezialguß mit halbkugelförmigem Verbrennungsraum und winkelartigen Kühlrippen am Zylinderkopf, um dessen Formänderung nach Möglichkeit zu verhindern; beide Ventile sitzen nebeneinander im Zylinderboden.

Abb. 191. Luftgekühlter Zylinder mit Schieberventil von Esnault Pelterie; e ist der Eintrittskanal mit dem Schieber 1, a ist der Austrittskanal mit den Schlitzen 1′ im Schieber, v ist das Ventil, welches vom Kipphebel mittels Steuerstange betätigt wird.

c) Kühlung. Für eine energische Abführung der während des Verbrennungsvorganges in den Zylinderwänden sich ansammelnden

Wärme muß Sorge getragen werden, entweder durch Luftkühlung mittels radiatorenartigen Rippen r am Zylinder oder durch Wasserkühlung; letztere Aufgabe wird durch die bei den Antoinettemotoren zuerst angewendeten über die Zylinder gestülpten und dicht aufgepreßten Mäntel aus Kupfer-, Stahl- oder Nickelblech vorzüglich gelöst; sie bilden um die Außenzylinderwand einen Raum w für Wasserzirkulation (Abb. 174 u. a.). Bei paarweise gegossenen Zylindern ist der Mantel mit den Zylindern gegossen.

Der Wassermantel wird entweder von oben als rohrförmiges Stück über den Zylinder gestülpt, wenn der Kühlraum für den Zylinderboden und für die Ventilkammer angegossen ist (N. A. G.), oder er wird auf galvanischem Wege (Öst. Daimler) am Zylinder aufgebracht. Auch kommt die Herstellung aus zwei Teilen, die nachträglich durch Falzen, Nieten oder Löten verbunden werden, vor. Die Verbindnung des Blechmantels mit dem Zylinder geschieht durch Verlöten, Aufwalzen oder Verstemmen. Die Möglichkeit des Leckwerdens solcher Blechmäntel bildet den Nachteil gegenüber dem gegossenen schwereren Mantel.

Die Kühlmäntel umschließen hier die Wandung der Zylinder enger als beim Automobilmotor, auch durch den kräftigen Luftstrahl der Schraube, durch die blanken zum Motor führenden Leitungen wird schon eine beträchtliche Wärmemenge abgeführt. Diese Wärmezufuhr wird beim Flugzeugmotor noch dadurch unterstützt, daß die Auspuffgase unmittelbar ins Freie ausgeblasen werden. Alle diese erwähnten Umstände bedingen es, daß beim Flugzeugmotor nur etwa 15 % der gesamten Wärme des Brennstoffes in das Kühlwasser übergehen, während beim Automobilmotor mit einer in das Kühlwasser abzuführenden Verbrennungswärme von 30—40 % zu rechnen ist.

Um Festfressen des Kolbens an der Zylinderwandung zu verhindern, sollen die zwei oberen Drittel des Hubes vom Wasser umspült sein, um die hohe Verbrennungstemperatur hier sicher abzuführen.

Bei Rotationsmotoren ist durch den starken Luftzug ohne weiteres eine günstige Kühlung gewährleistet.

Die Wasserkühlung geschieht mittels Zirkulationspumpe, Wassergeschwindigkeit rd. 0,6 m/sec.

2. Kolben.

a) Berechnung. Er hat vornehmlich zwei Aufgaben zu erfüllen: die Arbeitsübertragung auf die Kurbelwelle zu besorgen und als Kreuzkopfführung zu dienen.

Um gute Schmierung zu ermöglichen, darf der Normaldruck auf die Projektion der Kolbenfläche eine zulässige Grenze nicht überschreiten.

Der größte Normaldruck N ergibt sich für das gebräuchliche Verhältnis:

$$\frac{r}{L} = \frac{1}{4} - \frac{1}{4,5}$$

$$N = 0,1\ P_{max} = 0,1 \frac{\pi}{4} D^2 \cdot p_{max}.$$

Bezeichnet l die Länge des Kolbens in Zentimetern, p_k den Flächendruck in kg/cm², dann ist $l \cdot D$ die Projektion der Kolbenfläche, die den Druck $l \cdot D \cdot p_k$ aufnimmt.

$$l \cdot D \cdot p_k = 0,1 \frac{\pi}{4} D^2 \cdot p_{max};$$

mit $p_{max} = 17,5 - 24,5$ kg/cm² und $p_k = 1,2-1,7$ kg/cm² erhält man

$$\frac{l}{D} \sim 1,14,$$

Kolbenlänge ungefähr gleich der Zylinderbohrung.

Der Boden der Kolben wird flach, sehr häufig mit Rücksicht auf den halbkugelförmigen Verbrennungsraum gewölbt hergestellt, 3—5 mm starke Rippen versteifen häufig die Stirnwände, welche gegen das offene Ende zu gewöhnlich leicht konisch gehalten werden.

Die Stärke δ_k des Kolbenbodens kann ermittelt werden, wenn man letzteren als Platte mit dem Explosionsdruck p_{max} gleichmäßig belastet auffaßt. Ist D_i innerer Durchmesser des Kolbenbodens in Zentimetern, so rechnet sich die größte Beanspruchung

$$k^b \leqq \varphi \frac{D_i^2}{\delta_k^2} \cdot p_{max}$$

(nach Hütte I. Teil, S. 620, 21. Auflage); mit $\varphi \sim 1$ für Gußeisen wird $\delta_k = 3 - 4$ mm gegen das offene Ende zu, etwa 5 mm unterhalb der Kolbenringe ist genügend.

Das Material für Kolben ist Spezialgußeisen oder hochwertiger Stahl (österr. Daimlermotor). Bei sehr leichten Konstruktionen ist Aluminium (Diximotor) angewendet worden; die Firma gibt an, daß sich dadurch auch wenig Ruß am Kolben ansetzt, ohne eine Erklärung für diese Annahme aussprechen zu können.

Die Bearbeitung geschieht außen, manchmal auch auf der inneren Seite.

b) Kolbenkonstruktionen. In den Abb. 178 a—f sind einige Kolbenkonstruktionen schematisch dargestellt.

Abb. a zeigt einen normalen gußeisernen Kolben aus einem Stück, außen bearbeitet.

Abb. b. Kolben, von beiden Seiten bearbeitet, mit einem Einsatzstück e für den Kolbenzapfen.

Abb. c. Mit ebenem Boden und sehr kurz gebaut. Der Kolben besitzt ein Rohrstück R zum Einschrauben eines Zwischenstückes für die Pleuelstange.

Abb. d. Gußeiserner Kolben mit diametralen Rippen.

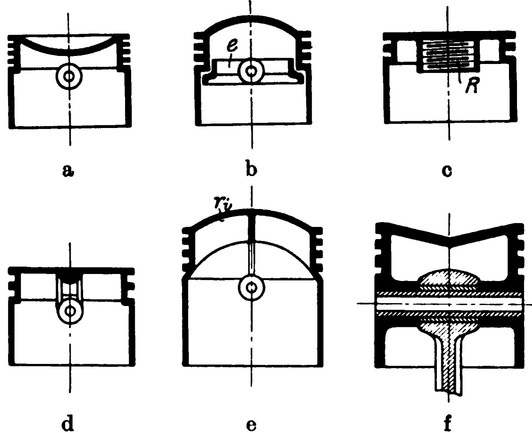


Abb. 178.

Abb. e. Kolbenkörper mit Versteifungsrippen r_i im Kolbenringteil. Grauguß eignet sich wegen seiner Härtebeständigkeit gegenüber hohen Temperaturen recht gut, auch Gußstahl gilt als vorzügliches Material.

Abb. f. Kolben als Hohlgußkörper mit Kolbenzapfen und Pleuelstangenkopf.

In Abb. 172 stellt k den Kolbenkörper des Gnôme-Motors dar. Er besteht aus dem Hauptkörper k und dem Sitz l; beide werden durch den Sitz s des Einlaßventils im Kolbenboden verbunden.

c) Kolbenringe. Diese sollen dichten, nicht führen. Derjenige Kolbenteil, der oberhalb der Ringe liegt, soll reichlich in der Baulänge gehalten sein, da die Ringe ohnehin einen Teil der Führungsfläche wegnehmen.

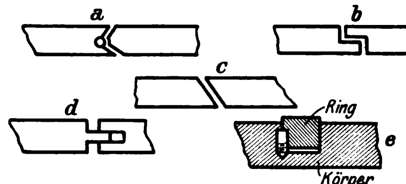


Abb. 179.

Sie werden aus Gußeisenringkörpern exzentrisch gedreht; Außendurchmesser D_r des Ringkörpers, von welchem die Ringe abgeschnitten werden, wird etwa $D_r = 1{,}04\ D$ genommen; ihre größte Stärke $\delta_r = 0{,}04\ D + 0{,}025$ cm, die kleinste Stärke $\delta_r' = 0{,}64\ \delta_r$. Die Nutenbreite wird mit wenig Spiel gewählt, die Nutentiefe 4—6 mm.

Das Aufschlitzen der Ringe geschieht nach Abb. 179 a—d.

Die Befestigung nach Abb. 179e.

Die Zahl der Kolbenringe ist zumeist 3 oder 4, die in gleichen Abständen zwischen Kolbenkopf und Oberkante des Kolbenzapfens eingesetzt sind.

d) Kolbenzapfen. Derselbe wird zumeist hohl, und zwar als Stahlrohr oder gebohrt hergestellt.

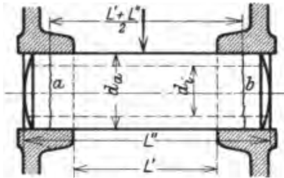


Abb. 180.

Mit den in die Abb. 180 eingeschriebenen Zeichen berechnen sich seine Dimensionen

1. mit Rücksicht auf Biegungsfestigkeit durch den in seiner Mitte angreifenden Explosionsdruck;
2. auf Flächenpressung.

Zu 1. Wird der Zapfen als ein bei a und b frei aufliegender Träger aufgefaßt, dann ist das größte Biegungsmoment

$$M_b = \left(\frac{\pi}{4} D^2 \cdot p_{max} \cdot \frac{L' + L''}{2}\right) \frac{1}{4} = W \cdot k_b,$$

wenn W das äquatoriale Widerstandsmoment des Zapfenquerschnittes bedeutet, also für Vollzapfen

$$W = 0{,}1\, d^3,$$

für Hohlzapfen

$$W = 0{,}1 \frac{d_a^4 - d_i^4}{d_a}.$$

Zu 2. Die Berechnung auf Flächendruck erfolgt unter dem Gesichtspunkte, daß der Gesamtdruck auf die Auflagefläche gleich dem maximalen Kolbendruck ist.

$$k \cdot d_a \cdot L' = \frac{\pi}{4} D^2 p_{max}.$$

Mit dem Höhlungsverhältnis $\frac{d_i}{d_a} = 0{,}6$ und einer zulässigen Biegungsspannung

$$k_b = 1800 - 2000 \text{ kg/cm}^2$$

für hochwertiges Material, sowie mit einem Flächendruck k $\sim$ 150 kg/cm² bei ca. 21 at Explosionsdruck ergeben obige Formeln

$$\frac{d_a}{L'} = 0{,}44, \quad L'' \sim D.$$

3. Pleuelstangen.

Sie werden aus Nickelstahl gepreßt oder im Gesenk aus weichem Stahl geschmiedet bzw. aus Chromnickelstahl oder Elektrostahl aus dem Vollen gearbeitet. Zur Verringerung des Eigengewichtes werden

sie mit Hohl- oder I-Querschnitt konstruiert, wobei in der Schaftlänge Ausnehmungen angeordnet sind.

Zur Verringerung der schwingenden Massen, deren Größe für den Beschleunigungsdruck maßgebend ist, empfiehlt sich die Verwendung leichter Kugellager am Pleuelstangenkopf.

Abb. 181—188 zeigen verschiedene Ausführungsformen.

Abb. 181. Eine einfache Konstruktion mit rechteckigem Stangenquerschnitt; in Abb. 182 ist schematisch die Pleuelstange des Antoinettemotors angegeben; Abb. 183 der I-Querschnitt, wie er in der Regel angewendet wird; Abb. 184 und Abb. 185 deuten an, wie nach Bedarf an der Hauptpleuelstange P eine, zwei oder mehrere Nebenpleuelstangen p für andere auf dieselbe Kurbelwelle arbeitende Kurbelzapfen angelenkt werden; Abb. 186 zeigt eine Kugellagerung des Pleuelstangenkopfes.

In Abb. 187 ist die Pleuelstange aus Nickelstahl gepreßt und wegen Gewichtserleichterung mit Bohrungen versehen.

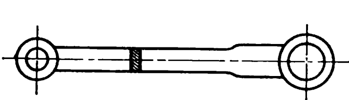


Abb. 181.

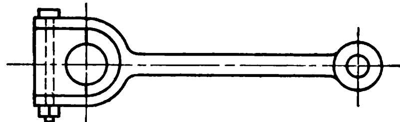


Abb. 182.



Abb. 183.

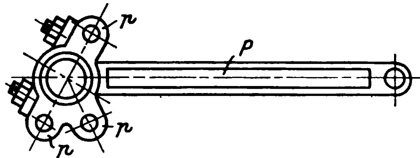


Abb. 184.

Bei den Stern- und Fächermotoren arbeiten mehrere Pleuelstangen auf einen Kurbelzapfen. Das wird zumeist dadurch erreicht, daß die Hauptpleuelstange bis zum Kurbelzapfen durchgeführt wird, und die Nebenpleuelstangen greifen dann an mehreren Bolzen an, wie aus den Abb. 184, 185, 186 und für den Gnôme-Motor aus Abb. 188 zu ersehen ist; die 6 Nebenstangen p greifen an dem ungeteilten Kopf der Hauptstange P an. Diese Anordnung hat den Nachteil, daß in der Hauptstange zusätzliche Biegungsbeanspruchungen durch die seitlich von Kurbelzapfenmitte wirksamen Druckkräfte entstehen.

Aus Festigkeitsrücksichten ist der I-Querschnitt besonders geeignet.

In Abb. 186 macht man zumeist $\frac{h}{b} = 1{,}3$, wenn h die Höhe in der Stange bedeutet, a $\sim$ 5 mm.

Die Berechnung erfolgt:

1. auf Druckfestigkeit wegen der geringen Knicklänge,
2. auf Biegung durch die Massendrücke der schwingenden Massen.

Zu 1. Der kleinste Querschnitt F am Kolbenzapfenende ist aus

$\frac{\pi}{4} D^2 \cdot p_{max} = k \cdot F$ zu ermitteln mit $k \sim 1000\ kg/cm^2$ für Stahl.

Zu 2. Der resultierende biegende Beschleunigungsdruck K kann gleich der Hälfte derjenigen Kraft genommen werden, durch die eine im Kurbelzapfen vereinigt gedachte Pleuelstangen-

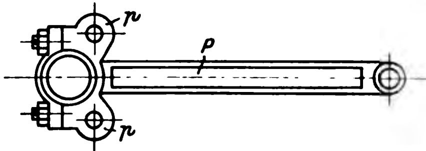


Abb. 185.

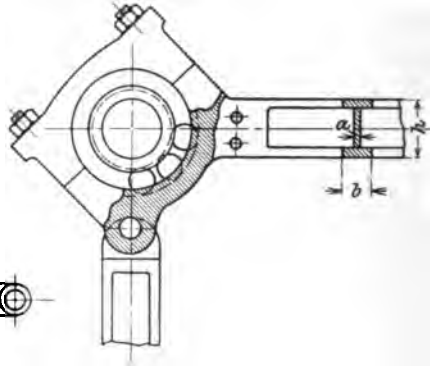


Abb. 186.

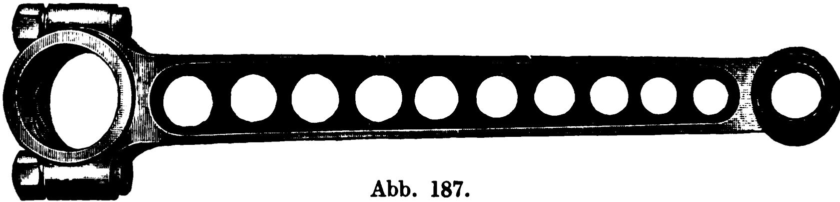


Abb. 187.

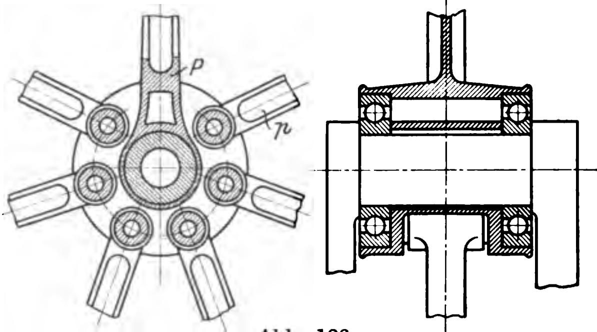


Abb. 188.

masse vom Gewicht G im Totpunkte beschleunigt wird. Der Angriffspunkt dieser Kraft liegt im zweiten Drittel der Pleuelstangenlänge L, vom Kurbelzapfenende aus gerechnet.

$$K = \frac{1}{2}\frac{G}{g}\frac{c^2}{r} = \frac{1}{2}\frac{G}{g}\frac{n^2 r}{90},$$

wenn r den Kurbelradius, n die minutliche Umdrehungszahl der Kurbel bedeuten.

Das maximale Biegungsmoment ist unter obigen Annahmen:

$$M_b = \frac{1}{9}\frac{G}{g}\cdot\frac{n^2 r}{90} L = W \cdot k_b.$$

Die Höhe des I-Querschnittes erfährt nach dem Kurbelzapfen hin eine Vergrößerung bis auf 1,6 h.

Das Kurbelzapfenende wird zumeist als Marinekopf, dessen Deckel durch 2 oder 4 Schrauben befestigt werden, ausgebildet. Die Deckelschrauben werden durch den Beschleunigungsdruck der hin- und hergehenden Massen beansprucht.

Die Beanspruchung kann 700 kg/cm² genommen werden.

Das Gewicht der hin- und hergehenden Massen darf mit $G = 0{,}8\,D - 4{,}7$ kg, wenn D in cm eingesetzt wird, in Rechnung gesetzt werden.

Die Bronze-Lagerschalen für die Stangenköpfe sind, wenn Kugellager nicht zur Anwendung kommen, 3—5 mm stark zu machen.

Bei langhübigen Motoren kann die Kolbengeschwindigkeit unter sonst gleichen Verhältnissen größer sein; der größere Hub erfordert eine längere, daher eine schwerere Pleuelstange. Die Langhübigkeit des Motors bringt eine Verringerung des Einheitsgewichtes sowie einen geringeren Benzinverbrauch mit sich. (Der Benzmotor hat 0,210 kg/PS-Std. Benzin verbraucht.) Eine kürzere Bauart wird durch die seitliche Verschiebung der Zylinderachse aus der Kurbelwellenmitte erreicht. Der mit dieser Desachsierung verknüpfte Vorteil besteht darin, daß infolge der geringeren Neigung der Pleuelstange im Arbeitshub der Druck der Gleitflächen vom Kolben auf die Zylinderwand geringer ausfällt und daher auch die Reibung kleiner wird. Die Verschiebung um $^1/_8 - {}^1/_9$ Hub kann laut vorgenommenen Versuchen bis 2 % Erhöhung der Leistung durch Verminderung an Kolbenreibungsarbeit herbeiführen.

Z. B. beträgt beim Benzmotor, der 180 mm Hub besitzt, die Desachsierung 20 mm.

4. Kurbelwellen und Kurbelzapfen.

Sehr häufig kommt die vierfach gekröpfte Welle mit 3 bzw. 5 Lagerstellen vor, insbesondere bei den Vierzylindermotoren, die im Aufbau dem Automobilmotor ähneln.

In Abb. 189a ist die Kurbelwelle eines Vierzylindermotors, bei dem jeder Zylinder auf einen besonderen Kurbelzapfen 1, 2, 3, 4 arbeitet, gezeichnet. Die Wellenzapfen liegen an den Lagerstellen l_1, l_2, l_3. Der Teil s dient zur Aufnahme der Schraubennabe, l_1 ist z. B. als Gleitlager ausgebildet und nimmt in seinem vorderen und

hinteren Teil ein Kugeldrucklager auf für den Schraubenschub. Natürlich sind alle Teile der Kurbelwelle, auch die Kurbelarme a, hohl, um an Gewicht zu sparen. Die Lagerstelle l_3 erhält hier das Zahnrad zur Übersetzung auf die Steuerwelle. Die Lagerstellen können auch als Kugellagerstützen ausgebildet sein.

Die Kurbelwelle des Gnôme-Motors ist in Abb. 189b dargestellt; sie besteht aus zwei hohlen Teilen, dem stärkeren Wellenteil I, der den ganzen Motor zu tragen, und dem schwächeren Teil II, der auf der

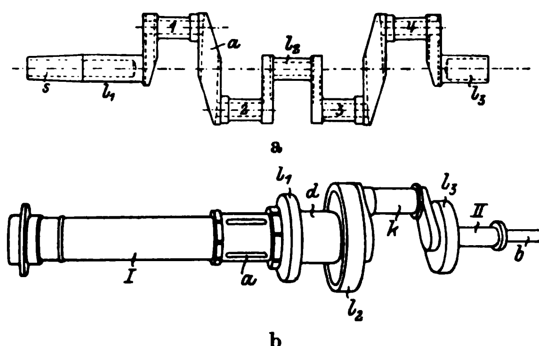


Abb. 189.

anderen Seite die Explosionskräfte aufzunehmen hat. Zwischen b und II sitzt das Zahnrad für die Steuerung, k ist der Kurbelzapfen, der durch die Hauptpleuelstange geführt wird. Der Teil II wird mit k durch eine gesicherte Schraube zusammengehalten. l_1 und l_2 sind Kugellauflager im Deckel für die hintere Seite, l_3 ein solches im Vorderdeckel. Zwischen l_1 und l_2 sind in d Kugeldrucklager für die Aufnahme der achsialen Kräfte untergebracht, bei a befindet sich das zum Antriebe von Öl-pumpe und Magnetzündung nötige Zahnrad, die Mitte von b fällt mit Nabenmitte der Schraube zusammen.

Der Kurbelzapfendurchmesser kann im Mittel

$$d_k = 0{,}53\,D - 1{,}6$$

bemessen werden, seine Länge ergibt sich unter der Annahme eines zulässigen Flächendruckes von 80 — 100 kg/cm².

Die Kurbelarme werden in der Totlage auf Biegung stärker beansprucht als durch das ideelle Biegungsmoment für die Kurbelstellung, in welcher sich Biegung und Torsion ergibt.

Der Kurbelarm muß breit genug sein, um den Zapfen zu umgeben.

Zumeist sind die Durchmesser der mittleren Lager $d_e = d_k$, die Längen $l_e = 2{,}8\,d_e - 5{,}6$, die Stirnzapfenlager

$$d_{st} = d_k,$$
$$l_{st} = 1{,}7\,d_{st} + 2{,}4.$$

Kurbelwelle und Kurbelzapfen werden wegen Gewichtserleichterung häufig ausgebohrt; die äußeren Lager sind als Gleitlager, die inneren wegen geringerer Reibung und geringerer Zapfenlänge als Kugellager häufig ausgebildet.

Das Material für diesen Maschinenteil ist Chromnickelstahl oder gleichwertiger Qualitätsstahl.

Die Welle wird bei der heutigen hochentwickelten Werkzeugmaschinentechnik aus vollen Materialblöcken durch Schmiedearbeit hergestellt; selten wird sie aus mehreren Stücken mit besonders in die Schenkel eingesetzten Kurbelzapfen gebaut.

5. Das Kurbelgehäuse.

Dieses ist aus Nickelaluminium gegossen und besteht aus zwei Teilen; im oberen Teile findet die Lagerung der Welle statt, die untere Schale des geschlossenen Gehäuses dient als Ölkammer und ist durch Rippen in Kammern geteilt, um bei Schrägfahrt Ölarmut einzelner Zylinder zu verhindern.

Beim Mercedesmotor ist das Gehäuse stark nach hinten geneigt und enthält am tiefsten Punkte die Ölpumpe.

Der vordere Gehäuseteil wird vorteilhaft schnabelartig herausgezogen, um dadurch den eingekapselten Motor in eine schlanke Haube von geringem Luftwiderstande hineinsetzen zu können.

6. Ventile.

a) Allgemeines. Jeder im Viertaktmotor arbeitende Flugzeugmotor besitzt an jedem Zylinder ein Einlaß- und ein Auslaßventil; im Doppelventil sind beide Funktionen vereint.

Die Ventile sitzen beim feststehenden Motor zumeist im Zylinderkopfe, auch seitwärts übereinander oder auch etwas schräg angeordnet; die beiden letzten Anordnungen sind weniger vorteilhaft.

Die erste Anordnung wird der Forderung nach einem möglichst kleinen Verhältnisse zwischen der dem Kühlwasser ausgesetzten Oberfläche des Verbrennungsraumes und dem Saugvolumen gerecht.

Größere Betriebssicherheit bietet die zwangläufige Steuerung beider Ventile; man verzichtet selten auf die Steuerung des Einlaßventils, um es selbsttätig wirken zu lassen (Antoinette). Ganz vereinzelt wird das Einlaßventil fortgelassen und die Brennstoffzufuhr durch Einspritzung besorgt; das beeinträchtigt jedoch die richtige Gemischbildung, veranlaßt Nachbrennen und ergibt einen schlechten Wirkungsgrad (Original-Wright-Motor).

Die Verwendung des Doppelventils bietet einerseits den Vorteil einer Gewichtsverminderung und guten Ventilkühlung durch das

neueintretende kalte Gemisch, andererseits bewirkt sie eine der späteren Verbrennung förderliche Vorerwärmung des kalten Brennstoffes an dem gleichzeitig dadurch gekühlten Auspuffventil. Die neuesten Konstruktionen haben auf die Verwendung des Doppelventils verzichtet, wohl aus Gründen größerer Betriebssicherheit, und verwenden für Ein- und Austritt je ein unabhängig voneinander arbeitendes Organ.

Bei dem Doppelventil von Miesse (Abb. 190), in Einlaßstellung gezeichnet, liegen Saug- und Auslaßventil ineinander und werden durch die Ventilspindel sp unter Zuhilfenahme eines Schwinghebels h und des zweistufigen Steuernockens N gesteuert. Das Auspuffventil v_a, das oben mit einer Scheibe t_1 versehen ist, sitzt im Innern des rohrförmigen Eintrittsventils, t_1 steuert nach Schluß des Austrittes den Einlaß. Diese Anordnung ist als recht gute Lösung der Doppelventilfrage zu bezeichnen.

Abb. 190.

Abb. 191 zeigt ein Doppelventil, das aus dem Tellerventil v unter Verwendung einer Schieberhülse 1—1, die die Öffnung 1′—1′ zum Einlaß bzw. 2—2 zum Auslaß je nach Stellung des zweistufigen Steuernockens freigibt oder absperrt, besteht. Diese Konstruktion wurde beim Motor von Esnault-Pelterie verwendet.

Abb. 191.

Abb. 192.

Der Schieber ist hier mit dem Ventil fest verbunden, was als ungünstige Anordnung wegen der wenig präzisen Steuerarbeit zu bezeichnen ist.

Auch bei Umlaufmotoren ist die Anordnung der Ventile verschiedenartig. Beim Motor Patent Krug besitzt jeder Zylinder nur ein normal ausgebildetes Kegelventil, das Aus- und Einlaß zugleich steuert, indem es bald mit der halbkreisförmigen Vergaserkammer, bald mit der Außenluft in Verbindung gebracht wird. Beim Horchmotor oder Rossel-Peugot-Motor ist die Anordnung eines gesteuerten Ein- und Austrittsventils in Anwendung.

Am häufigsten jedoch findet man das nicht gesteuerte Eintrittsventil nach dem Kolbenboden verlegt Das Benzin-Luftgemisch findet dann den Weg durch die hohle feststehende Kurbelwelle nach dem Innern des umlaufenden Kurbelgehäuses, von wo es durch die Einlaßventile nach den Verbrennungsraum gesaugt wird.

Bei anderen Konstruktionen, wie bei Rossel-Peugot, Verdet, sind besondere Rohrleitungen vorhanden, die nach den im Zylinderboden befindlichen gesteuerten Einlaßventilen führen.

Bei umlaufenden Zylindern bietet die Einhaltung der richtigen Ventilfunktion Schwierigkeiten; hier ist es notwendig, dem unbeabsichtigten Öffnen der Ventile durch die Zentrifugalkraft ihrer Massen entgegenzuarbeiten, was z. B. durch Anbringung von Gegengewichten g g erreicht wird. Abb. 192 läßt die Anordnung des Einlaßventils v_e am Kolbenboden mit den Gegengewichten g beim Gnôme-Motor erkennen.

b) Steuerung der Ventile. Sie wird in bekannter Art durch die Steuerwelle w_1 besorgt (Abb. 159), deren Bewegung beim Vierzylindermotor feststehender Bauart durch Schrauben- oder Stirnräder mittels Übersetzung 1 : 2 von der Kurbelwelle aus erfolgt; die Ventile werden durch Stößel st, Hubstangen oder Spindel mit Schwinghebel h geöffnet, die durch Federkraft oder durch ihr Eigengewicht mit dem unteren Ende gegen den an der Steuerwelle sitzenden Steuernocken n gedrückt werden, um das Ventil mit dem oben gehärteten Ende im geeigneten Augenblick aufzustoßen. Häufig befindet sich am unteren Ende der Ventilspindel eine Druckrolle, die auf den Nocken abläuft. Beim Sternmotor wird die Steuerung durch Nockenscheiben bewirkt, die durch besondere Übersetzung von der Kurbelwelle aus betätigt wird.

Sind Zug- und Stoßstange beiden Ventilen gemeinsam, dann geschieht die Steuerung durch doppelarmige Schwinghebel mittels einer Nockenscheibe; z. B. dienen ihre Erhöhungen für den Auspuff, die Vertiefungen für das Ansaugen (Argusmotor).

Für die äußeren Steuerorgane samt Gestänge wird Chromnickelstahl verwendet. Die Ventilsteuerung arbeitet umso vollkommener, je rascher der Ventilquerschnitt durch Bewegung des Stößels freigegeben bzw. geschlossen wird; dabei soll zur Erzielung eines möglichst geräuschlosen Aufsetzens das Ventil schnell bis unmittelbar über den

Sitz geführt werden; hierauf hat die Bewegung verzögert zu geschehen, um Schläge zu vermeiden. Über die Steuerung der Ventile bei fächer- oder sternförmiger Anordnung der Zylinder, bei Umlaufmotoren wird näheres im Abschnitt „Nocken“ besprochen.

c) **Ventilsitz.** Derselbe ist geneigt, zumeist unter 45°, seltener flach hergestellt.

Beide Ventile haben gewöhnlich gleichen Hub und gleiche Größe, so daß sie auswechselbar sind. Das Material ist zumeist bester Stahl. Durchschnittlich kann der Ventildurchmesser genommen werden aus

$$\frac{d_v}{D} = \frac{\sqrt{n \cdot c}}{965}, \quad d_{v_1} = 0{,}82\, d_v.$$

Es bedeutet:

n die minutliche Umdrehungszahl,

c die mittlere Kolbengeschwindigkeit in m/sec,

d_v den äußeren Ventildurchmesser in Millimeter,

D den Zylinderdurchmesser in Millimeter,

d_{v_1} den inneren Ventildurchmesser in Millimeter.

Der freie Ventilquerschnitt ohne Kegelschaft wird aus der Kontinuitätsgleichung für gleiche sekundliche Durchtrittsmenge durch Ventil- und Zylinderquerschnitt gefunden

$$\pi\, d_{v_1} \cdot h \cdot v = \frac{\pi}{4} D^2 \cdot c.$$

wenn v die Gasgeschwindigkeit 50—60—80 m/sec beim Eintritte und 100—120 m/sec beim Austritte, abhängig von der Kolbengeschwindigkeit, gewählt wird, c die mittlere Kolbengeschwindigkeit und h Ventilhub angeben; letzterer ist genügend zu bemessen, um Drosselung des Gemisches oder des Austrittsgases zu verhüten.

Als mittlere Werte ergeben sich für Ventilhub

$$h \sim 0{,}235\, d_v,$$

die Ventilspindelstärke

$$d_s = 0{,}224\, d_v,$$

für die Höhe des Ventilkegels

$$e = 0{,}09\, d_v.$$

d) **Die Ventilfedern.** Sie bezwecken beim gesteuerten Ventil den Schluß innerhalb kürzester Zeit herbeizuführen; ihre Befestigung hat äußerst sorgfältig zu geschehen. Das Material ist Federstahl von hoher zulässiger Beanspruchung für Verdrehungsfestigkeit

$$k_d = 3000 - 4000\ \text{kg/cm}^2.$$

Der Querschnitt ist kreisförmig oder rechteckig.

Selbst der sonst gefürchtete Bruch einer Ventilfeder ist belanglos, wenn jedes Ventil von zwei um die gleiche Achse angeordneten Federn auf seinen Sitz gedrückt wird.

e) Die für die Steuerung wichtigsten Kurbelstellungen. Die bei den hohen Umlaufszahlen auftretenden Kolbengeschwindigkeiten, z. B. für den Kaiserpreis-Motor von Benz

$$c = \frac{H \cdot n}{30} = \frac{0{,}18 \cdot 1288}{30} = 7{,}74 \text{ m/sec}$$

verhindern die Entspannung am Ende des Auspuffhubes bis zum äußeren Luftdrucke; der noch zurückbleibende Überdruck im Zylinder wird zu Beginn des jetzt einsetzenden Ansaugehubes der Füllung hinderlich sein; um den Überdruck vollständig zum Verschwinden zu bringen, läßt man das Austrittsventil für den Druckausgleich nach ca. 10^0 Kurbelwinkel hinter dem hinteren Totpunkt später schließen, nachdem der Ausaugehub begonnen hat. Auch wird das Auslaßventil fast 30^0 vor der unteren Totlage, fast 60^0 beim Gnôme-Motor und anderen Umlaufmotoren während des Arbeitshubes geöffnet, um die heißen, zum großen Teil schon unwirksamen Gase aus dem Zylinder zu entfernen, so daß der Kolben bei seinem Auslaßhube nurmehr einen geringeren Teil der verbrauchten Gase zu entfernen hat; der Ausstoßhub wird daher mit wenig Arbeitsaufwand verknüpft sein.

Bezüglich der Tätigkeit des Einlaßventils hat sich für eine günstige Arbeitsweise das Verfahren herausgebildet, es erst während des Kompressionshubes zu schließen; wegen des anfänglich großen Volumens steigt die Verdichtungskurve des Gemisches nur langsam; um diese steiler zu gestalten, wird etwa nach 35^0 Kurbelwinkel bei Umlaufmotoren nach etwa 50^0 aus der unteren Totlage das Einlaßventil geschlossen; würde der Schluß in der Totlage erfolgen, so würde das infolge der Trägheit des Gemisches nachgeströmte Gas sich vor dem geschlossenen Eintrittsventil stauen und die Druckvermehrung ein Zurückströmen nach dem Vergaser bewirken. Um angesaugtes Gemisch nicht ausströmen zu lassen, erfolgt das Öffnen des Einlaßventils unmittelbar nach dem Schluß des Austrittsventils. Während der Verdichtung und Ausdehnung bleiben natürlich beide Ventile geschlossen.

Bei Berücksichtigung aller der vorhin erwähnten Punkte ergibt sich das in Abb. 193 gezeichnete Steuerungsschema.

Pfeil 1 zeigt die Drehrichtung der Kurbelwelle an.

a b = Hub des Motors.

V_e rd. 15^0 Nachöffnung des Eintrittsventils; I Beginn der Eröffnung des Einlaßventils.

V_e' rd. 35^0 Spätschluß des Eintrittsventils; II Schluß des Einlaßventils.

Das Einlaßventil ist offen im Bogen 1—2, im Mittel 200⁰, bei Umlaufmotoren bis 220⁰.

V_a rd. 30⁰ Voreröffnung des Auslaßventils.

IV. Eröffnung des Auslaßventils.

V_a' rd. 10⁰ Spätschluß des Auslaßventils.

III Schluß des Auslaßventils.

Das Auslaßventil steht offen im Bogen 4—3, im Mittel 220⁰, bei Umlaufmotoren bis 250⁰.

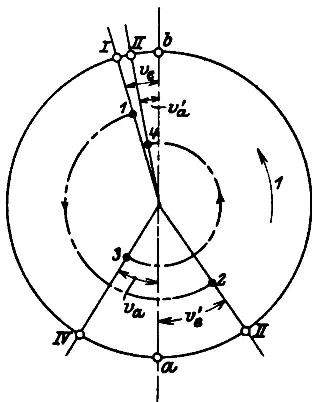


Abb. 193.

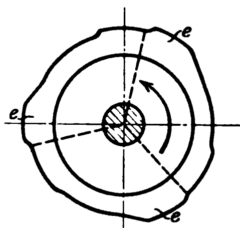


Abb. 194.

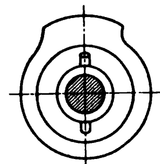


Abb. 195.

f) Nocken. Diesen gestellten Bedingungen an die richtige Steuerung entspricht die Nockenausbildung; das Material für Nocken oder Nockenscheiben ist Chromnickelstahl.

Abb. 194 zeigt die Nockenscheibe von Esnault Pelterie; ihre Gestaltung ist von der Anordnung der Zylinder abhängig. Sie besitzt hier 3 Nocken e, der Pfeil gibt die Drehrichtung der Nockenwelle an, die natürlich der Drehrichtung der Kurbelwelle entgegengesetzt ist.

Abb. 195 zeigt den Steuernocken des Antoinette-Motors in Ansicht und Schnitt.

Die Befestigung des Nockens auf der Nockenwelle durch Aufkeilen ist veraltet; der Antoinette-Nocken gibt mit seinem scharfen Übergang in der Abwälzkurve plötzliche Ventilbewegungen, um das Gas möglichst wenig zu drosseln.

Wie bei allen Motoren, bei denen je zwei Zylinder auf eine Kurbel arbeiten, muß auch hier der Winkel für die Versetzung der beiden zugehörigen Nocken

$$\frac{360 - \alpha}{2}$$

betragen; ist die V-Anordnung mit $\alpha = 90^0$ gewählt, dann wird diese Versetzung 135⁰ ausmachen.

Bei wassergekühlten und feststehenden Motoren sind für jedes gesteuerte Ventil am Zylinder zumeist besondere nebeneinander angeordnete Steuernocken, die mit der Steuerwelle aus einem Stück hergestellt sind, vorgesehen; sollen beide im Zylinderkopf liegenden Ventile durch eine Stange und durch einen Hebel betätigt werden, so kann ein Doppolnocken zur Verwendung kommen, wenn man nicht vorzieht, die Steuerung des einen Ventils durch Ansätze am Schwinghebel zu betätigen.

Auch die Nebeneinanderanreihung der Steuernocken auf einer Hülse, die auf der Kurbelwelle sitzt und ihren Antrieb durch ein besonderes Zahnradgetriebe erhält, ist gebräuchlich, z. B. bei den Motoren von Robert Esnault Pelterie und Anzani.

Arbeiten sämtliche Zylinder einer sternförmigen Anordnung auf eine gemeinsame Kurbel, dann dient zur Steuerung der ungeraden Zahl von Zylindern eine Nockenscheibe, die in einer der Kurbeldrehung entgegengesetzten Drehung befindlich, z. B. die Einlaßventile betätigt, also auch die Zündungen einleitet und zwar in der Reihenfolge 1, 6, 4, 2, 7, 5, 3 beim Siebenzylindermotor, wenn die Ziffern 1—7 die Reihenfolge der im Stern angeordneten Zylinder bedeuten.

Die Anzahl der Nockenerhebungen muß, um zeitlich gleichen Zündabstand für alle n Zylinder zu erhalten,

$$\frac{n-1}{2}$$

sein; für den Fünfzylinder müssen also 2, für den Siebenzylinder 3 Nockenansätze vorhanden sein.

Die Umdrehungszahl der Nockenwelle verhält sich zu der der Kurbel wie 1 : (n — 1).

Beim Siebenzylinder übersetzt man demnach in entgegengesetzter Drehrichtung von der Kurbelwelle auf die Nockenwelle ins langsame mit 1 : 6; beim Fünfzylinder mit 1 : 4.

Werden die unteren Zylinder nach oben um 180° geklappt, so daß die fächerartige Anordnung in zwei parallelen Reihen entsteht, dann arbeiten die beiden Zylindergruppen auf 2 um 180° versetzte Kurbeln; demgemäß müssen auch die beiden Zylindergruppen von je einer Nockenscheibe (Abb. 194) gesteuert werden, die gegeneinander um 180° versetzt sind.

Bei Doppelventilen kommen zweistufige Doppelnocken zur Anwendung; die Nockenerhebungen sitzen dann hintereinander auf einer Nockenscheibe, die sich in einer der Kurbelwelle entgegengesetzten Drehrichtung befindet.

Bei umlaufenden Motoren hat das Steuerungsgetriebe die mannigfachste Ausgestaltung erfahren. Beim Gnôme-Motor wird jeder der

sieben Zylinder durch einen besonderen Nocken gesteuert, so daß sich die 7 Nockenscheiben konzentrisch zur Drehachse mit der halben Umdrehungszahl der Zylinder drehen. Unmittelbar neben der Kurbelwange sitzt auf den kleinen Arm ein Zahnrad aufgekeilt, es treibt zwei Räder, die durch zwei kleine Planetenräder ein mit den Nocken gekuppeltes und lose auf der Welle sitzendes Rad so antreiben, daß es sich halb so schnell wie die im Viertakt arbeitenden Zylinder umdreht. Jeder Nocken ist von einem Ring umgeben, der an einem Ende mit der Ventilzugstange verbunden ist. Gegen die Gleitfläche des Ringes drückt der Nocken und zieht die Zugstange samt Ventilhebel einwärts.

Beim Clerget-Motor besteht das Steuergetriebe aus einer Hypozykloidenverzahnung mit einem Außenrad, das eine Innenverzahnung und 14 Zähne trägt und mit dem umlaufenden Kurbelgehäuse verbunden ist, sowie aus einem inneren mit Außenverzahnung versehenen, auf dem feststehenden Exzenter der Kurbelwelle sitzenden Rad, das 12 Zähne trägt. Auf zwei Umdrehungen des Kurbelgehäuses kommen demnach $\frac{14}{12} = \frac{7}{3}$ Umdrehungen des Innenrades; da dieses 3 über seinen Umfang verteilte Nocken trägt, so geben diese bei 7 in das Gehäuse hineinragenden Ventilstößel $\frac{7}{3} \cdot 3 = 7$ Ventilhübe entsprechend den 7 im Viertakt arbeitenden Zylindern.

Bei der Steuerung von Dhénan bilden die am Ende abgerundeten Ventilstößel selbst den Zahnkranz und greifen in die abgerundeten Nuten des exzentrisch auf der Welle sitzenden Steuerrades.

7. Der Vergaser.

Dieser bezweckt die Erzeugung des Benzingas-Luftgemisches, indem die vom Kolben angesaugte Luft über die in den Mischraum hineinragende Benzindüse des Vergasers streicht, den Brennstoff infolge des Unterdruckes während der Saugperiode mitreißt, zerstäubt und vergast. Durch die Zerstäubung mittels einer Spritzdüse wird eine innige Mischung mit der zum Verbrennen notwendigen Luft erreicht.

Alle Systeme der Vergaser arbeiten nach zwei Methoden:

1. entweder mit Zusatzluft oder
2. mit einer Ausgleichsdüse, die konstante Mengen Benzin abgibt.

Letztere Gattung von Vergasern, die eine versenkte Düse enthalten, scheint für Flugmotoren wichtig zu sein, weil sie einigermaßen automatisches Arbeiten ermöglicht, unabhängig von der Dichte der Luft.

Es ist vorteilhaft, den Vergaser nahe an das Kurbelgehäuse zu bringen, weil die Gasleitung dann kurz ausfällt und die den Lagern und der Schmierung schädliche und überflüssige Wärme entzogen und

zur vollkommenen Vergasung benutzt wird; der hochliegende Vergaser erschwert die Benzinzufuhr und fordert ein hochliegendes Benzingefäß bzw. bei tiefer Lage Zufuhr unter Druck. Aus Gründen größerer Betriebssicherheit wird häufig für je 2 Zylinder ein Vergaser angeordnet.

Ein gut arbeitender Vergaser soll das jeweilige Explosionsgemisch der Motorgeschwindigkeit anpassen, d. h. zwischen angesaugter Luft- und Benzinmenge soll ein proportionales Verhältnis bestehen, so daß er bei voller Tourenzahl, also bei starker Luftleere im Vergaserraum wesentlich ärmeres Brennstoffgemisch liefert als bei niedriger Umlaufszahl; dann wird der Brennstoffverbrauch auch günstig sein.

Für Vorwärmung der nach dem Vergaserraum tretenden Verbrennungsluft wird zumeist durch die Auspuffgase oder durch warmes Kühlwasser Sorge getragen, oder man entnimmt die warme Luft von den Zylinderwandungen. Die Verbrennung im Zylinderraum geschieht mit etwa 10—20 % Luftüberschuß. Die zur Überführung von Benzin in den gasförmigen Zustand benötigte Verdampfungswärme beträgt einen verschwindenden Prozentsatz, 1 % der im Brennstoff enthaltenen Wärmemenge.

Die schwierige Aufgabe des Flugmotors, beim Aufsuchen großer Höhen und geringerem Sauerstoffgehalt betriebssicher zu arbeiten, läßt sich nur mittels eines tadellos funktionierenden Vergasers erfüllen; auch die hier herrschende geringe Temperatur darf kein Vereisen des Vergasers herbeiführen.

Die sogenannten Zentralvergaser, bei denen die Injektordüse von einem konzentrischen Schwimmer umgeben wird, verdienen wegen ihrer Betriebssicherheit auch bei großen Neigungen besondere Erwähnung. Bei einzelnen Motorenkonstruktionen, wie beim Antoinettemotor, dem Original-Whrigt-Motor, wurde ohne eigentlichen Vergaser das Benzin durch eine kleine Ladepumpe dem Ventil zugedrückt.

Die Regelung des Gasgemisches wird mittels Drahtzügen durch Betätigung eines Drosselschiebers oder einer Drosselklappe vom Führersitz aus vorgenommen.

Dem Bau des Vergasers, als dem wichtigsten und empfindlichsten aller Nebenapparate des Flugmotors, wird in neuerer Zeit seitens der Konstrukteure die größte Sorgfalt und Beachtung geschenkt.

8. Kühler.

Das Kühlwasser durchläuft zwischen Kühlmantel des Zylinders und Kühler den nachstehend beschriebenen Kreislauf. Das Kühlwasser tritt in den doppelwandigen Verbrennungsraum des Zylinderkopfes oder in den durch aufgelötete oder aufgezogene Messing- oder Kupferblechmäntel hergestellten Zwischenraum von tief unten ein, an der obersten Stelle heraus; es gibt beim Durchrieseln des Kühlers die Wärme

an die Kühlwandung ab und wird von einer von der Steuerwelle aus betätigten Wasserpumpe von neuem angesaugt, um wiederum durch Kühlhemd und Kühler durchgedrückt zu werden.

Die Kühlwirkung der Kühler beruht darauf, daß die Wärme beim langsamen Durchgange durch die große Kühlfläche von der durchziehenden Luft fortgeführt wird; dabei muß auf möglichst kleinem Raum eine große Kühlfläche untergebracht sein. Am gebräuchlichsten ist der Zellen- oder Lamellenkühler, bei dem die Zellen aus an



Abb. 196a.

den Enden verlöteten, ca. 0,2 mm starken Metallröhrchen mit kreisförmigem, besser linsenförmigem Querschnitt hergestellt sind.

Die Luft streicht durch das Innere der Rohre, längs deren Oberfläche das Wasser in schmalen Streifen herabläuft.

Beim Flugzeugmotor ist eine kräftige Kühlung Haupterfordernis. Sie wird durch den von der Schraube erzeugten Luftstrahl, der den Motor umspült, unterstützt. Die leichten Kühlerkonstruktionen, aus Aluminium (Basse & Selve in Altena i. W.) gefertigt, haben sich gut bewährt, unter anderem wegen der diesem Baustoffe eigenen größeren Leitfähigkeit gegenüber Messing, die im Verhältnis (175—155) : 110 stehen; als Nachteil der Aluminiumkühler ist ihr leichtes Undichtwerden anzuführen. Bekanntlich ist die Herstellung eines betriebssicheren Aluminiumlots recht schwierig.

Bekannt ist auch der Bienenkorbkühler, bei dem kreisrunde Röhrchen zwischen 5 mm dicke Aluminiumplatten eingelassen sind.

Für 1 PS Motorleistung kann etwa 0,24 m^2 Kühlfläche angenommen werden. Neuerdings haben Basse & Selve-Altena i. W. und Windhoff-Berlin Aluminiumkühler geschaffen, deren Eigengewicht für 100 PS nur 15 kg beträgt.

Beim Hazet-Kühler ist eine zerlegbare, aus einzelnen Elementen zusammengebaute Konstruktion in Verwendung.

Nach Art der Rippenrohre werden zur Vergrößerung der Kühlfläche die Kühlröhren mit schraubenförmig angeordneten Blechrippen versehen. Die Montage des Kühlers geschieht entweder mit Rücksicht auf den Stirnwiderstand mit der Längsachse in der Flugrichtung oder wegen der besseren Kühlwirkung trotz des damit verbundenen größeren Luftwiderstandes quer zur Flugrichtung.



Abb. 196b.

In neuerer Zeit ist die früher schon von Levavasseur angegebene Anordnung zu beiden Seiten des bootsförmigen Vorderteils des Rumpfes sehr beliebt, weil sich die Kühlerkonstruktion der Gestalt des Flugzeugkörpers zweckmäßig anpaßt. Auch kann das erwärmte Kühlwasser zum Heizen des Bootes mitbenutzt werden. Bei rotierenden Motoren erübrigt sich natürlich die Anordnung eines Kühlers. Die bei den verschiedenen Zylinderanordnungen gezeichneten Kühlrippen sind mit r bezeichnet.

Die Firma Windhoff-Berlin stellt den Aluminiumkühler aus vertikal oder schräg laufenden flachen Rohren (Abb. 196a) von geringem Luftwiderstand her; die Enden sind nicht verlötet, sondern im oberen und unteren Behälter durch aufgeweitete Ringe abgedichtet.

Abb. 196b zeigt eine besondere Ausführungsform eines Kühlers dieser Firma.

J. Benzin- und Ölverbrauch.

Nach den bisher gemachten Erfahrungen ist der Brennstoffverbrauch für den durchflogenen Kilometer bei Zweideckern größer als bei Eindeckern, etwa 0,225 kg/km bei ersteren gegenüber 0,16 kg/km bei letzteren. Die Benzinbehälter sollen genügenden Fassungsraum, wegen nicht zu hohem Luftwiderstand parabolische Gestalt an der Spitze haben und nicht zu hoch angeordnet sein. Ihr Gewicht ist möglichst niedrig zu halten; beim Wettbewerb um den Kaiserpreis wurde es mit 0,2 kg für 1 kg Benzin bzw. Öl angerechnet. Manche Flugzeuge für Dauerflüge werden mit mehreren Behältern, einem großen und mehreren kleineren ausgerüstet.

Für die PS_e-Std. stellt sich der Verbrauch auf 0,21—0,27 kg, bei Umlaufmotoren auf 0,35 kg bis 0,4 kg; dieser hohe Brennstoffverbrauch ist als besonderer Nachteil dieser Gattung anzuführen. Beim 100-PS-Gnômemotor, derzeit dem bekanntesten Vertreter dieser Motorenart, wird aus der Praxis der Verbrauch mit 34 kg durchschnittlich angegeben. Wird die Durchschnittsleistung mit 84 PS_e angenommen, so stellt sich ein Benzinverbrauch von über 0,4 kg/PS_e-Std heraus.

Der höhere Benzinverbrauch des rotierenden Motors erklärt sich aus der höheren Gesamterwärmung der Zylinder, zufolge welcher die Füllung nicht unveränderlich erhalten werden kann.

Der Ölverbrauch bei ruhenden Zylindern dürfte auf 40—45 g für einen durchflogenen Kilometer zu bewerten sein. Beim oben angeführten Wettbewerb betrug der Ölverbrauch zwischen 13 g (Daimlermotor 60 PS_e) und 40 g (Argusmotor 98 PS_e) für die PS_e-Std.; für eine PS_e-Std. beträgt er durchschnittlich 25 g, ist jedoch im allgemeinen ein stark wechselnder Wert für die einzelnen Motorengattungen.

Bei rotierenden Zylindern ist er wesentlich höher und kann auf ein Vielfaches dieses Wertes geschätzt werden. Die Ursache ist darin zu suchen, daß mehr Öl hinter den Kolben tritt und dort unverbraucht verbrennt. Beim 50-PS_e-Gnômemotor ist der Ölverbrauch mit 95 g/PS_e-Std., beim 100-PS-Motor sogar mit 102 g/PS_e-Std. ermittelt worden.

Auf betriebssichere und genügende Zuführung von Schmiermaterial zu allen beweglichen Teilen muß größte Sorgfalt verwendet werden. Von großer Bedeutung ist diese Frage für Umlaufmotoren; bei stern- und fächerartig angeordneten Zylindern muß darauf geachtet werden, daß nicht nur die unteren, sondern auch die oberen Zylinder genügende Ölzuführung erhalten, um Heißlaufen zu verhindern. Andererseits ist eine Überölung für die Zündung schädlich; das kommt für den Stillstand des Stern- und Fächermotors in Frage.

Durch die Krustenbildung der unverbrannten Ölrückstände kann ein Verkleinern des Kompressionsraumes eintreten, was Klopfen des Motors verursacht.

Die mechanische Druckschmierung durch zwangläufig angetriebene Ölumlauf- und Frischölpumpen ist ausnahmslos in Gebrauch. Aus Gründen der Betriebssicherheit werden die Pumpen, wie z. B. beim Benzmotor, von zwei verschiedenen Stellen aus betätigt. Bei den verbreitetsten Motorengattungen sind folgende Schmierverfahren in Gebrauch.

Entweder führen von der Zentralschmierung Frischölleitungen zu den wichtigsten Stellen, wie Zylinderlaufflächen, Kolben, Kurbelwellen und Pleuelstangenlager, Kolbenbolzen usw., oder das Öl wird dem Kurbelgehäuse entnommen und von da mittels Zirkulationspumpe in Umlauf gesetzt.

Beim N.-A.-G.-Motor drückt eine in das Kurbelgehäuse eingebaute Kolbenpumpe das Öl aus dem Gehäuse zu den Kurbellagern, von da läuft es zu den mit Ölfangringen versehenen Kurbelarmen und zu den Pleuelstangenköpfen.

Beim Diximotor z. B. drückt die durch ein Exzenter betriebene Kolbenpumpe das Öl in die hohle Kurbelwelle, aus der es durch Öffnungen zu allen Kurbel- und Pleuelstangenlagern tritt; aus den Durchbohrungen der Pleuelstangen nimmt es seinen Weg zu den Kolbenbolzen und von da zur Kolbenschmierung an die Zylinderwand.

Die Teilung der Ölkammern durch Scheidewände ermöglicht es, daß selbst bei großen Neigungen die Pleuelstangenlager in Öl baden.

K. Anordnung und Montage des Motors.

Der Platz, der dem Motor am Flugzeug angewiesen wird, soll mit dem Führersitz in innigem Zusammenhange stehen, derart, daß vom Führersitz aus die Organe des Motors gut übersehen und bedient werden können.

Von diesem Gesichtspunkte aus ist, wie bei Wright, die Anordnung des Sitzes neben dem Motor, in Abb. 214 b mit M bezeichnet (etwas unsymmetrisch zur Mittelachse auf der unteren Tragfläche), vorteilhafter wie bei anderen Zweideckern, z. B. Voisin, Farman, Sommer usw., bei denen Motor und Schraube hinter dem Führer angeordnet sind; andererseits ist die unterhalb der Tragfläche getroffene Sitzanordnung hinter dem Motor, wie bei Dorner, wegen der besseren Übersicht und Zugänglichkeit praktischer wie die Wrightsche Anordnung und auch dem normalen Einbau bei Eindeckern vorzuziehen, wie er nach dem Vorbilde von

Blériot, Antoinette, in der Verlegung des Führersitzes über die Tragflächen in den Mittelbau des Rumpfes, Motor und Schraube vor die Tragfläche, bevorzugt wird.

Bei Grade ist der Führersitz unterhalb der Tragfläche mit vorzüglicher Aussicht auf die Flugstrecke, der Motor auf der Mitte der Tragfläche untergebracht, etwa 1 m über und vor dem Sitze. Die Anordnung der vor dem Sitze befindlichen Luftschraube stört keineswegs die Durchsicht bei der großen Umdrehungszahl und verhindert auch bei Bruch das gefährliche Durchschlagen von Verspannungsteilen und Steuereflächenanordnungen.

Bei Stürzen, harten Landungen spielt die Lage des Motors eine wichtige Rolle, da durch ihn das Leben des Führers gefährdet sein kann; aus der Unfallchronik geht deutlich hervor, daß bei vielen Stürzen der Tod erst infolge Erschlagens oder Erdrückens durch den Motor eingetreten ist. Die tiefe Anordnung des Motors vor dem Führersitze ist nach dieser Richtung hin als günstig zu bezeichnen.

Auch auf den äußeren Zusammenbau des Motors mit seinen Nebenteilen hat heute der Konstrukteur sein Augenmerk zu richten, um die zweckmäßige Linienführung nicht zu stören, den Stirnwiderstand so gering als möglich zu machen.

Wenig Rücksicht ist bisher auf eine bequeme Sitzgelegenheit der Mitreisenden genommen worden, und diese Frage verdient umsomehr Interesse, je mehr die Verwendung der Maschine für militärischen Aufklärungsdienst, sei es zum Zwecke persönlicher Beobachtung feindlicher Stellungen oder photographischer Aufnahmen, Übermittlung von Telegrammen mittels drahtloser Telegraphie oder für Transportzwecke, in den Bereich praktischer Verwirklichung tritt.

Auch als Angriffswaffe gegen Luftschiffe kommt das Flugzeug heute in Betracht. Von diesem Gesichtspunkte aus müßte dem hängenden Einbau des Motors an Stelle der üblichen stehenden Anordnung, die dem Führer sowohl im Fluge als auch beim Landen die Aussicht auf freien Blick behindert, sehr das Wort geredet werden.

Eine tiefere Schwerpunkslage bzw. bei gleicher Stabilität eine Erhöhung des Führersitzes, der Wegfall der Belästigung durch die Auspuffgase und das mit ihnen austretende Öl, bessere Zirkulation von Benzin, Wasser, Schmieröl, eine betriebssichere Benzinzufuhr unter natürlichem Gefälle durch den tiefliegenden Vergaser würden vorteilhafte Begleiterscheinungen der hängenden Anordnung bilden. Eine solche Konstruktion zeigte der beim Wettbewerb beteiligte 65-PS_e-Motor der Daimler-Werke.

L. Die Zündung.

Man verwendet Batterie- und Magnetzündung.

Bei beiden wird der bei rascher Stromunterbrechung auftretende Öffnungsfunke des durch Selbstinduktion entstehenden Extrastromes zur Zündung des Gasgemisches benutzt.

Bei der Batteriezündung wird der von Akkumulatoren abgegebene Strom, bei der Magnetzündung der im I-förmigen Anker induzierte Strom (bei jeder Kurbeldrehung zweimal) unterbrochen, der kräftige Funke zur Zündkerze, die durch die Mitte des Zylinderbodens oder seitlich in das Innere des Verbrennungsraumes hineinragt und von da zum Gasgemisch geleitet.

Die Magnettzündung ist eine Hochspannungs-Lichtbogenzündung, bei der ein vom Anker gesteuerter Nocken den Kontakthebel oder eine Kontaktfeder in dem Augenblicke abhebt, in dem der Anker das Polgehäuse verläßt. Der zwischen kräftitgen Stahlmagneten rotierende Doppel-T-Anker besitzt eine Transformatorwicklung, deren Primärstrom unterbrochen wird, wodurch in der Sekundärwicklung ein hochvoltiger Strom erzeugt wird, der zum Schleifringe geführt dort vom Kontakt abgenommen und zum Verteilerhebel geleitet, durch dessen Drehung der Strom mittels der Verteilerplatte den Kerzen der verschiedenen Zylinder zugeführt wird.

Um den Arbeitshub unter vollem Gasdruck zu beginnen, wird Vorzündung eingeleitet, d. h. das Gemisch zum Verbrennen gebracht, bevor der Verdichtungshub zu Ende geht. Der Zündzeitpunkt ist bei veränderlicher Tourenzahl verschieden; die Regulierung der Geschwindigkeit des Motors kann durch Verstellung des Zündmomentes in weiten Grenzen von 200—1200 Umdrehungen in der Minute vorgenommen werden, indem man eine mehr oder minder frühere Vorzündung von 10—40^0 einleitet; hochkomprimierte Gemische bedürfen einer geringeren Vorzündung. Die Zündverstellung geschieht vom Führersitz aus mittels Drahtzügen, die auf Hebel wirken, so daß der Primärstrom früher oder später unterbrochen wird. Die in der Luftschiffahrt verwendeten Zündvorrichtungen, unter denen die Bosch-, U. H.- und Eisemannzündungen besondere Erwähnung verdienen, sind fast ausnahmslos Hochspannungszündungen; sie arbeiten, wie oben ausgeführt wurde, nach dem Prinzip der Wechselstrommaschine, so daß bei jeder Umdrehung des Ankers zweimal ein Höchstwert an Spannung entsteht. Sie vermeidet das Abreißgestänge der Abreißzündung, deren elektrische Energie bei der wesentlich geringeren Umdrehungszahl bedeutend geringer ist. Für jeden Zylinder werden häufig getrennte Zündspulen mit je zwei Zündkerzen im Kompressionsraum angewendet,

die unabhängig voneinander von zwei Stromquellen gespeist werden. Um den Aufflug ohne Beihilfe, ohne Anwerfen von der Luftschraube aus bewerkstelligen zu können, wird eine kleine Batterie mittels Druckknopfsteuerung vom Führersitz aus betätigt; ist der Motor im Gange, dann wird auf die Magnetzündung umgeschaltet.

Da beim Anlassen der Zündfunke infolge der geringen Umdrehungszahl schwer herzustellen ist, wird beim Anwerfen des Motors in der Doppelzündung die Stromlieferung durch die Batterie bewirkt; Zündvorrichtungen mit großem magnetischen Felde lassen ein leichteres Anwerfen zu.

Die Doppelzündung besteht somit aus einer Vereinigung eines Hochspannungsapparates mit einer Batterie, Zündspule und Kondensator. Beim Anlassen, das durch Niederdrücken eines Kontaktes eingeleitet wird, geht der Batteriestrom nach dem Unterbrecherhammer, durch den Kondensator, der ein funkenloses Arbeiten der Stromunterbrechung und eine stark schwingende Funkenstrecke an der Kerze bewirkt, nach der Primärwicklung der Zündspule zur Batterie zurück. In der Sekundärwicklung, die einerseits mit dem Verteiler verbunden ist, andererseits mit dem Motorkörper geerdet ist, wird ein Wechselstrom induziert. An dem Stromverteiler sind je nach Anzahl der Zylinder Metallsegmente eingesetzt, von denen der hochgespannte Strom durch eine umlaufende Schleifkohle mittels angeschlossener Kabel nach den Zündkerzen verteilt wird.

Unsere Motoren, die mit hohem Kompressionsverhältnis arbeiten, sind in bezug auf Einstellung des Zündmomentes sehr empfindlich und bedürfen einer genauen Zündmomentregulierung, wenn Klopfen vermieden und ruhiger Gang bei niedriger Tourenzahl erreicht werden soll.

Die automatische Zündmomentverstellung von Eisemann u. a. gestattet bei Flugmotoren eine zweckmäßige Einstellung des Zündzeitpunktes.

Der Motor geht nach Ingangsetzen sofort automatisch mit der vorteilhaftesten Vorzündung auf volle Belastung und erst beim Halten wieder auf volle Nachzündung durch Einwirkung eines Regulators über, der im Zündapparat durch Verschieben einer Mutter auf steilem Gewinde oder mittels verschiebbarer Muffe den Abriß des Ankers derartig zeitlich verlegt, daß stets die größte Stromabgabe erfolgt.

Beim Eisemann-Regulator wird das Anwerfen des Motors bei Nachzündung von etwa 5^0 nach dem Totpunkte leicht und ungefährlich vorgenommen; bei etwa 250 Umdrehungen des Motors tritt der Regulator in Tätigkeit, die Bewegung der Mutter beginnt, und fast plötzlich geht hier die Zündung auf 10^0 Vorzündung über, die mit der Steigerung der Umdrehungszahl bis auf 40^0 anwächst.

Der Antrieb des Magnetapparates geschieht zwangläufig durch Zahnradgetriebe. Der Anker muß für den Viertaktmotor laufen bei:

3-Zyl.-Motoren mit	$^3/_4$ der	Umdrehungszahl	der	Kurbelwelle
4 ,, ,, ,,	gleicher	,,	,,	,,
6 ,, ,, ,,	1,5 facher	,,	,,	,,
8 ,, ,, ,,	doppelter	,,	,,	,,

Für eine Kurbeldrehung macht beim Dreizylinder z. B. der Anker des Magnetapparates $^3/_4$ Umdrehungen, nach deren Verlauf $^3/_4 \cdot 2$ Zündungen vor sich gehen. Nach 2 Kurbelumdrehungen müssen alle drei Zylinder gezündet haben; das ist mit obiger Übersetzung in der Tat der Fall, da $^3/_4 \cdot 2 \cdot 2 = 3$ ist.

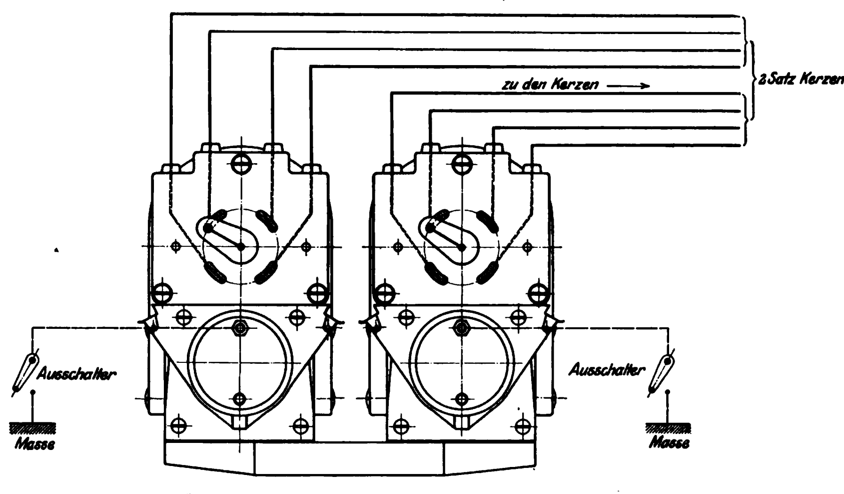


Abb. 197.

Die Verwendung zweier voneinander unabhängig arbeitender Magnetapparate, deren Ankerachsen durch eine Zahnradübersetzung miteinander verbunden sind und gemeinsame Antriebsachse besitzen, zeigt Abb. 197 im Schaltungsschema für einen Vierzylinderapparat ohne Spule in Zwillingsanordnung, wie er von der Firma Eisemann-Stuttgart ausgeführt wird.

M. Bedingungen des Wettbewerbes um den Kaiserpreis.

Im Wettbewerb um den Kaiserpreis für den besten deutschen Flugzeugmotor waren nachstehende Gesichtspunkte bei der Prüfung maßgebend:

a) Die Betriebsfähigkeit und Regulierbarkeit unter Herbeiführung solcher erschwerenden Umstände, wie sie im Fluge auftreten; z. B. soll die Motorachse um 10—15° geneigt, die nach dem Vergaser streichende Luft soll auf 60 cm Quecksilbersäule Druck verdünnt werden, die den Motor umgebende Luft ist einem Wechsel der Temperaturen von — 10° bis + 30° C zu unterwerfen.

b) Das Einheitsgewicht. Darunter ist das Verhältnis zu verstehen:

$$\frac{G_1 + G_2}{N_e}$$

wenn G_1 = Motorgewicht, G_2 = Betriebsstoffgewicht für einen 7 stündigen Dauerbetrieb ausschließlich der hierzu nötigen Gefäße, N_e die Nutzleistung an der Schraubenwelle in PS.

Die Gewichte der für die Betriebsstoffe nötigen Gefäße wurden für alle zu prüfenden Motoren gleich hoch in Rechnung gesetzt, und zwar 0,2 kg für je 1 kg Benzin oder Öl und 0,28 kg an Kühlergewicht für 1 PS_e.

c) Die Zuverlässigkeit; sie soll nach der Größe der entstehenden Abnutzung beurteilt werden.

d) Die Betriebsbereitschaft, soweit sie durch bessere Übersichtlichkeit, leichte Zugänglichkeit, einfache Reinigung, bequemen Einbau auswechselbarer Teile, leichtes Anlassen und Abstellen des Motors bedingt ist.

Die Versuchsergebnisse dieses Wettbewerbes waren außerordentlich lehrreich, sowohl in bezug auf die Erkenntnis der Eigenheiten unserer Flugzeugmotoren als auch in bezug auf die Ausgestaltung zukünftiger Versuchsprüfstände und Festlegung von Grundsätzen, nach denen die Bewertung der Motoren stattzufinden hat.

Die preisgekrönten Motoren waren sämtliche feststehend und wassergekühlt, da nur solche an dem eigentlichen Wettbewerbe teilgenommen haben. Die Wertungsziffern beziehen sich auf das Eigengewicht der Motoren, also auf das Konstruktionsgewicht für 1 PS_e Nutzleistung einschließlich Kühler, Kühlwasser und allem sonstigen Zubehör unter Einrechnung der verbrauchten Brennstoff- und Ölgewichte. Die Behälter für die Betriebsstoffe und für das Kühlwasser sind in gleicher Weise bei allen geprüften Motoren in Anrechnung gebracht worden.

Die Wertungszahlen der fünf preisgekrönten Motoren betrugen:

I. Benzmotor (Vierzylinder, 102 PS_e) . 3,55
II. Daimler (Sechszylinder, 90,1 PS_e) . 3,83
III. N. A. G. (Vierzylinder, 97 PS_e) . . 3,99
IV. Daimler (Vierzylinder, 72,3 PS_e) . . 4,06
V. Argus (Vierzylinder, 98 PS_e) 4,08

Großes Interesse bietet ein Vergleich der gewonnenen Zahlen mit den für die besten Umlaufmotoren erhaltenen Werten.

Von diesem Gesichtspunkte aus zeigt die graphische Darstellung der Einheitsgewichte als Funktion der Betriebszeit, daß der Gnôme-Motor dem Kaiserpreisträger (Benzmotor) bis zu Ende der zweiten Betriebsstunde überlegen ist; von da an liegen jedoch die Punkte der Einheitsgewichtkurve für den Gnôme-Motor umso höher, je mehr die Betriebszeit wächst. Nach der vorgeschriebenen siebenstündigen Betriebsdauer würde das Einheitsgewicht des Gnôme-Motors mit 5,29 infolge seines hohen Betriebsstoffverbrauchs um rd. 38 % höher sein, als beim Benzmotor mit 3,81 kg/PS_e-Std.

N. Einige bemerkenswerte Motorkonstruktionen

sind als Lichtbildaufnahmen in den folgenden Abb. 198—213 wiedergegeben. Die in die Abbildungen eingeschriebenen Zeichen bedeuten:

v_a, v_e Aus- und Eintrittsventil, a Gasaustritt, e Gaseintritt, b Nabe für die Schraube, P Wasserpumpe, p Pleuelstange, k Kolben bzw. Zündkerze, n Nocken, z Zylinder, r Kühlrippen, s schnabelartige Verlängerung des Kurbelgehäuses, v Vergaser, zü Zündung, m Magnetapparat, w Wassermantel oder Wasserzu- oder abflußrohr.

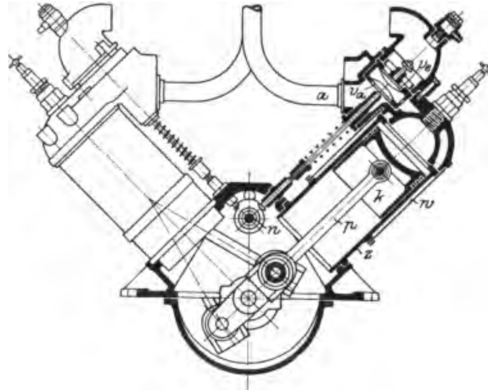
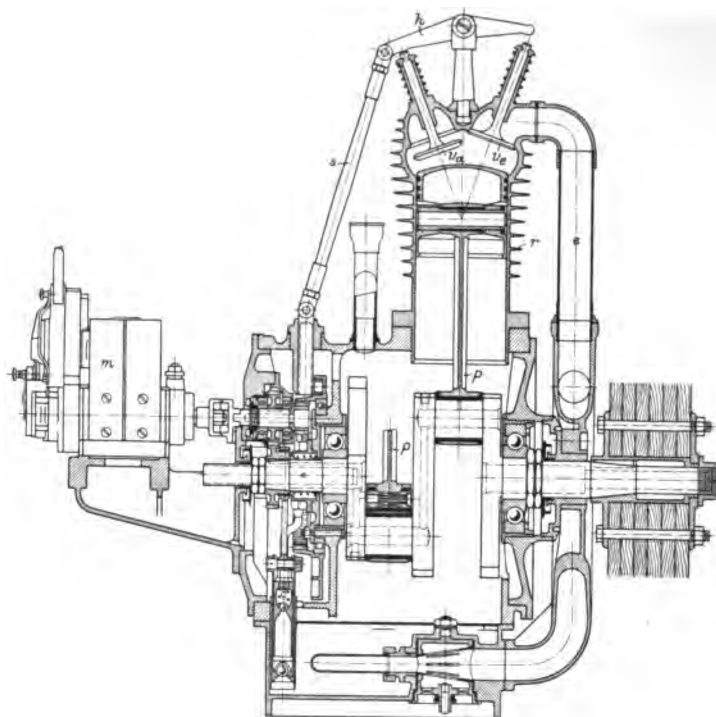


Abb. 198.

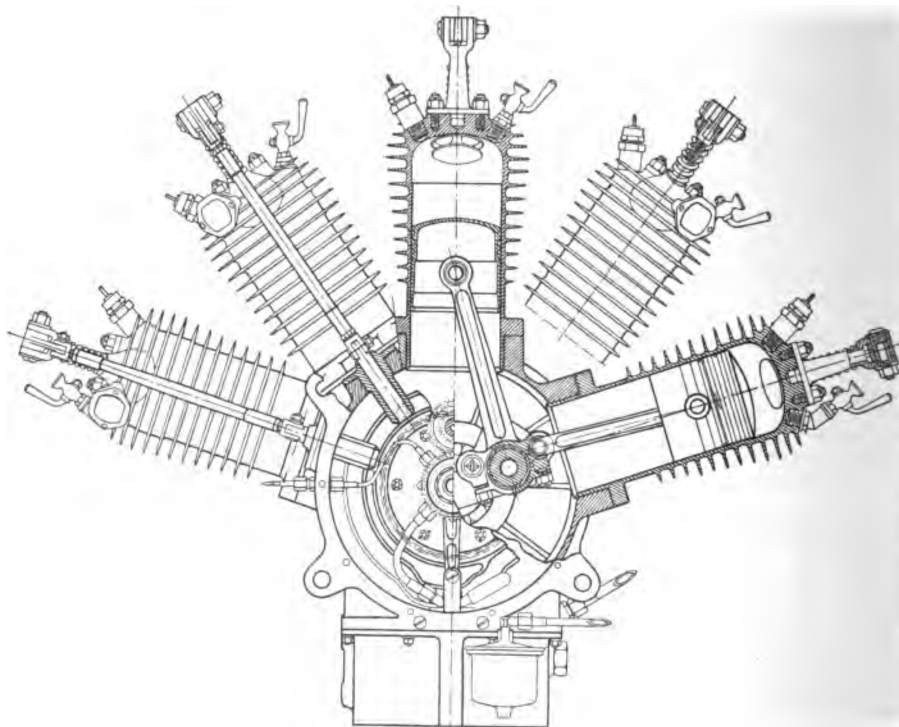
Abb. 198 stellt den Antoinette-Motor von Levavasseur dar, der in seinem Aufbau für manche unserer zuverlässigsten Konstruktionen vorbildlich gewesen war. Das selbsttätige Einlaß- und das gesteuerte Auslaßventil liegen hier noch übereinander.

Abb. 199 a und b. Schnitt und Ansicht des Motors von Robert-Esnault-Pelterie (REP).

Der Fünfzylindermotor leistet 50 PS und besitzt zum Unterschiede von der älteren Konstruktion, die Einlaß und Auslaß durch ein Ventil mit Rundschieber steuerte, getrenntes Einlaß- und Austrittsventil v_e, v_a. Die Stange s betätigt den Kipphebel h und greift mit ihrem unteren Ende mittels einer Rolle in eine Nut, die hier anstatt des Nockens vorgesehen ist. Sämtliche 5 Zylinder werden durch einen gemeinsamen Vergaser gespeist. Die Steuerung wird durch eine außen auf



a



b

Abb. 199.

der Lagerhülse der Kurbelwelle liegende Nockenscheibe, die durch ein Zahnrad mit Innenverzahnung angetrieben wird, bewirkt.

Abb. 200 a und b zeigen in Ansicht von der Vergaserseite und von der Steuerungsseite aus den Motor von der Neuen Automobilgesellschaft (N. A.-G.).

Der wassergekühlte feststehende Vierzylindermotor leistet 55 PS. Die Zylinder werden innen und außen bearbeitet, außen konisch mit zunehmender Wandstärke nach dem Verbrennungsraume

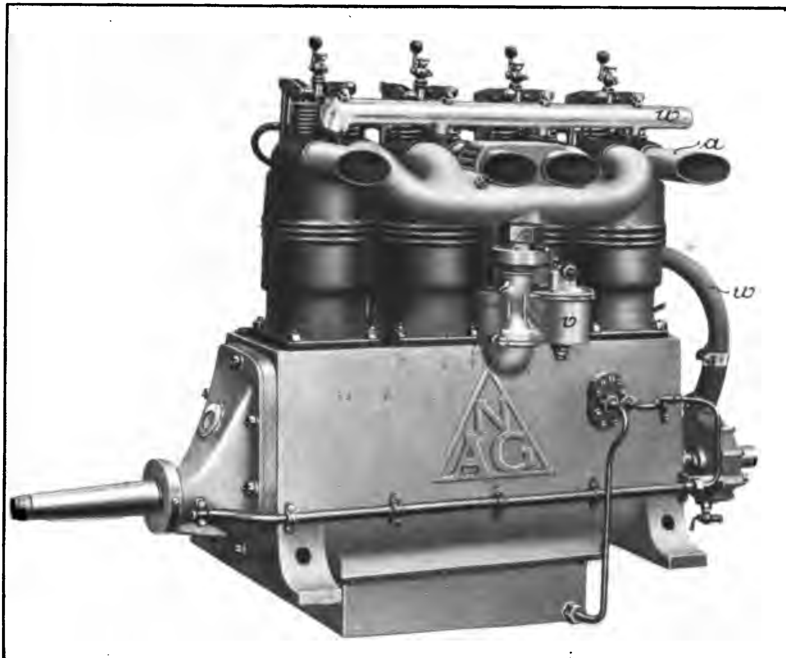


Abb. 200a.

zu abgedreht. Die Kühlmäntel sind aus gewelltem Kupferblech. Ein- und Austrittsventil liegen im Zylinderboden und werden mit besonderen Nocken und Stoßstange mit Kipphebel betätigt. Sämtliche Zylinder werden durch einen Vergaser v gespeist, für den die vorgewärmte Luft reguliert werden kann. An der vorderen Seite befinden sich die Antriebsräder für die Nockenwelle und den Zündapparat.

Den 5 zylindrigen Sternmotor von Anzani sehen wir in Abb. 201.

Sämtliche 5 Zylinder, in Stern angeordnet, arbeiten auf einen gemeinsamen Kurbelzapfen; der Massenausgleich ist durch Gegengewichte am Kurbelarm erreicht. Die Steuerung wird durch eine

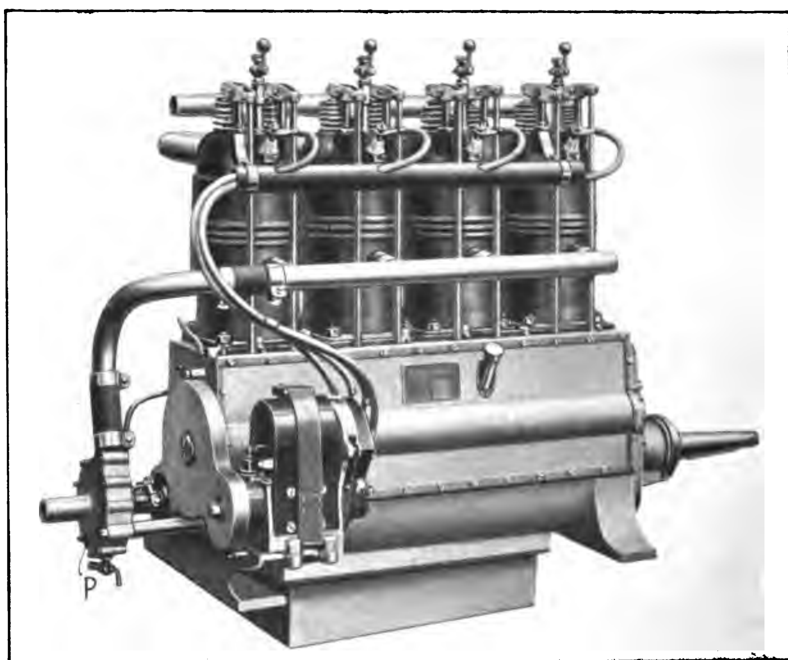


Abb. 200b.



Abb. 201.

außenliegende Nockenscheibe besorgt, die auf der Lagerhülse der Kurbelwelle sitzt und durch ein Zahnrad mit Innenverzahnung unter Einschaltung von 2 kleinen Rädern von der Kurbelwelle aus mit der Übersetzung 1 : 4 angetrieben wird. Das Auslaßventil wird mittels Stoßstange s und Kipphebel h gesteuert, während das Einlaßventil durch einen am Kipphebel angebrachten Ansatz geöffnet wird, so daß hier beim Saughub kurze Zeit beide Ventile zugleich offen sind.

Der luftgekühlte Vierzylinder von Grade, als Zweitaktmotor gebaut, ist in Abb. 202 zu sehen; in neuester Zeit bauen die Grade-



Abb. 202.

werke in Bork Vier- und Achtzylinder mit umgekehrter Stellung der Zylinder, um für die Neukonstruktion ihrer Eindecker möglichst ungehinderte Aussicht zu erlangen. Die kleinste Gattung ist ein Zweizylinder mit 16/24 PS Nutzleistung.

Einen der bewährtesten Motoren deutscher Konstruktion führt die Abb. 203 von der Steuerungsseite aus betrachtet vor; es ist der Argusmotor neuester Konstruktion mit 140 PS Leistung.

Die Zylinder sind mit dem Wassermantel aus einem Gußstück, Einlaß- und Austrittsventil werden durch die Stoßstange s von einer seitlich am Kurbelgehäuse in Kugellagern rotierenden Nockenwelle bedient. Der Antrieb der Nockenwelle geschieht durch das Zahnrad z_4 von der Kurbelwelle aus mittels des Zahnrades z_1, und zwar natürlich mit der Übersetzung 1: 2; von z_1 wird über z_2 nach z_3 der Magnet-



Abb. 203.

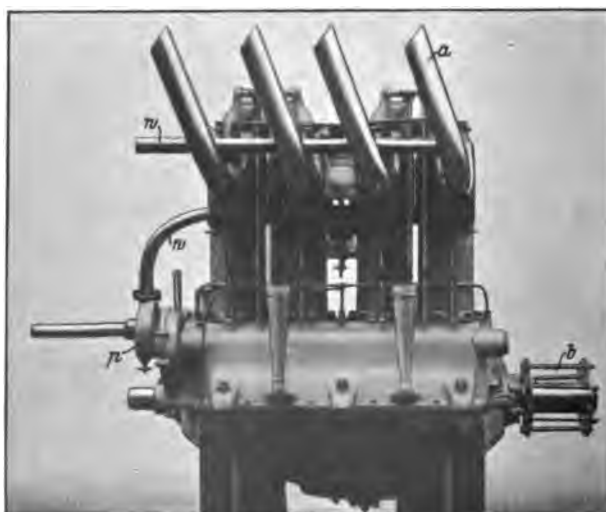


Abb. 204a.

apparat betätigt, während von z_4 nach z_5 der Antrieb der Kühlwasserpumpe stattfindet.

Abb. 204 a zeigt von der Auspuffseite und Abb. 204 b von der Vergaserseite aus gesehen den Diximotor der Fahrzeugfabrik Eisenach. Der Diximotor hat 4 langhubige Zylinder, die über ihrem Boden das Einlaß- und in seitlicher Anordnung das Austrittsventil besitzen. Für letzteres fallen die Kipphebel weg, und die Ventilstangen werden kürzer, so daß das Auslaßventil von unten gesteuert wird.

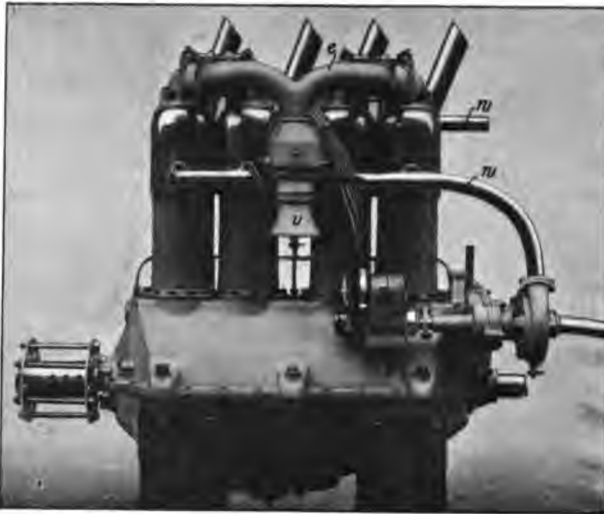


Abb. 204 b.

Diese Anordnung verbindet den Vorteil geringerer vom Nocken zu beschleunigender Massen mit dem Nachteil einer ungünstigen Ausbildung des Verbrennungsraumes. Der Vierzylinder besteht aus 2 Gruppen von je 2 paarweise gegossenen Zylindern.

In Abb. 205 ist der langhubige Flugzeugmotor der Maschinenfabrik Oerlikon zu sehen.

Beim Oerlikonmotor werden Einlaß und Austritt mit einem Schieberventil gesteuert. Um die Mängel, die dieser Konstruktion anhaften und in der Gefahr des Ansaugens von Abgasen einerseits, in dem Ausstoßen unverbrannten Brennstoffes andererseits bestehen, zu mildern, werden hier in der Auspuffstellung Schlitze im Zylinder vom Kolben freigegeben, durch die der größte Teil der Abgase entweicht. Bei dem dann nur noch geringen Überdruck hinter dem Kolben werden nur wenig Abgase am Schieber vorüber in das Saugrohr strömen.

Leider ist die Regulierfähigkeit solcher Motoren sehr gering, denn beim Drosseln kann durch die Schlitze frische Luft am Ende des

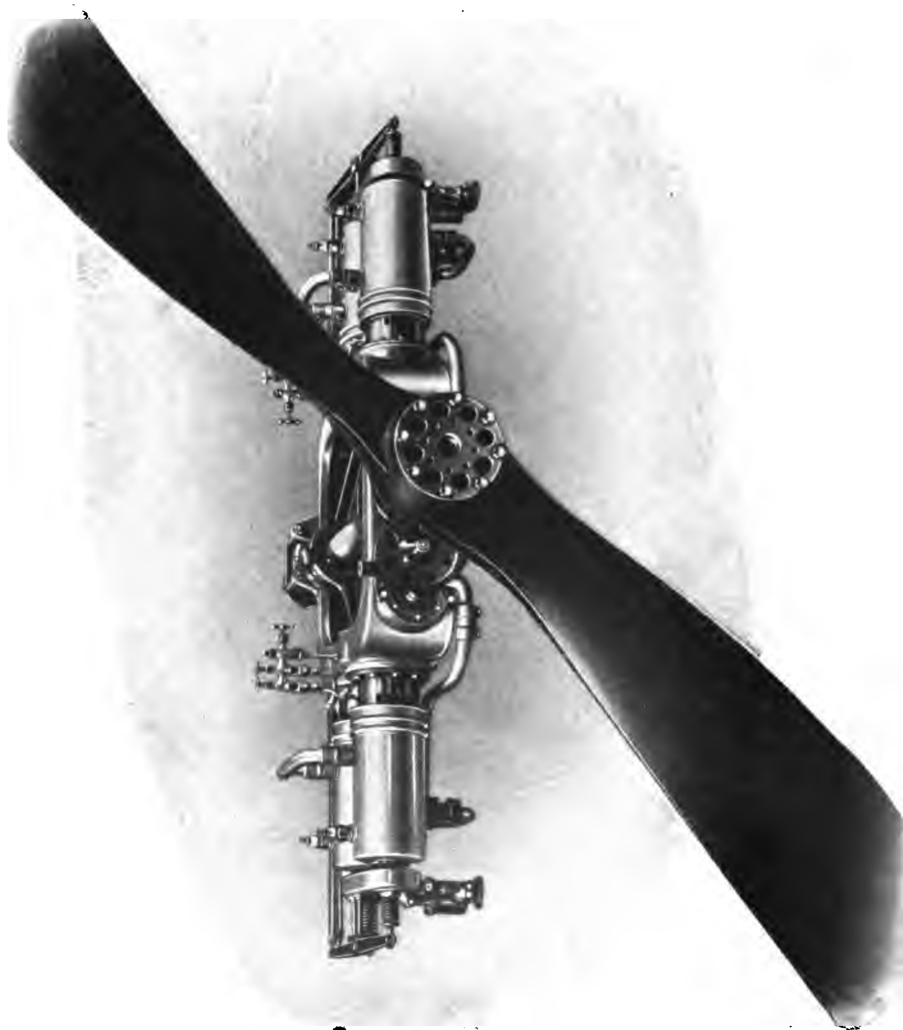


Abb. 205.

Saughubes einströmen, wodurch die Zündfähigkeit des Gemisches infolge der Verdünnung stark beeinträchtigt wird.

Abb. 206a und b stellt den französischen Zweitaktmotor Laviator dar.

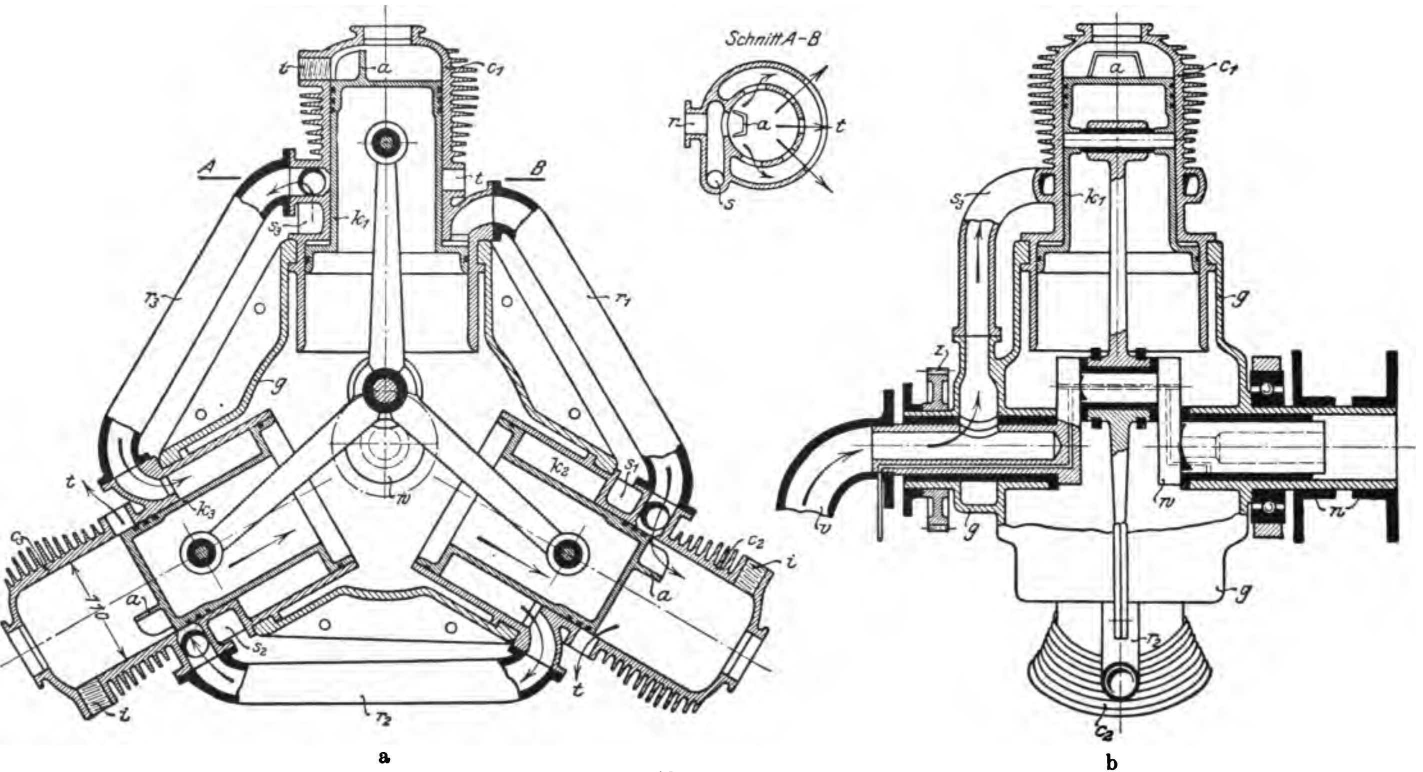


Abb. 206.

Es ist dies der einzige bekannt gewordene Vertreter des Zweitaktsystems mit umlaufenden Zylindern. Die 3 Zylinder c_1, c_2, c_3 sind in Y-Anordnung, mit ihren Achsen unter 120° geneigt, gebaut. Jeder Zylinder besitzt einen Stufenkolben k_1, k_2, k_3, dem die Aufgabe zufällt, für den in der Drehrichtung folgenden Zylinder das Gemisch aus den Leitungen s_1, s_2, s_3 anzusaugen, nach den Röhren r_1, r_2, r_3 strömen zu lassen und es zündfertig nach dem Verbrennungsraum des weiteren folgenden Zylinders zu drückeu. Durch die auf der Vergaserseite hahnartig ausgebildete hohle, unbewegliche Kurbelwelle w wird der Gaseintritt nach den Saugleitungen gesteuert, und beim Eintritt in den Zylinder wird das Gemisch durch die Nase a nach dem Zylinderboden geleitet, wo es durch die bei i befindliche Zündkerze entzündet wird.

Der Gasaustritt wird durch den Kolben gesteuert, indem die Öffnungen t in der Zylinderwand freigegeben werden.

Das Zahnrad z dient zum Antrieb des Magnetapparates.

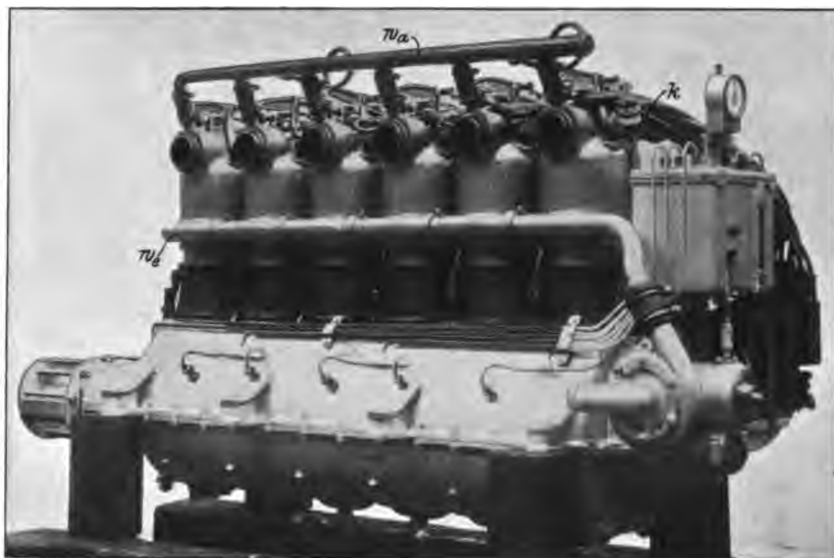
Der Motor wird neuerdings als Sechszylinder gebaut mit 100 mm Durchmesser, 130 mm Hub und leistet 50 PS; sein Gewicht beträgt etwa 90 kg.

Der 90-PS-Sechs- -Zylindermotor der Österr. Daimler-Werke - Wien-Neustadt ist in Abb. 207a und b in neuester Gestaltung vertreten.

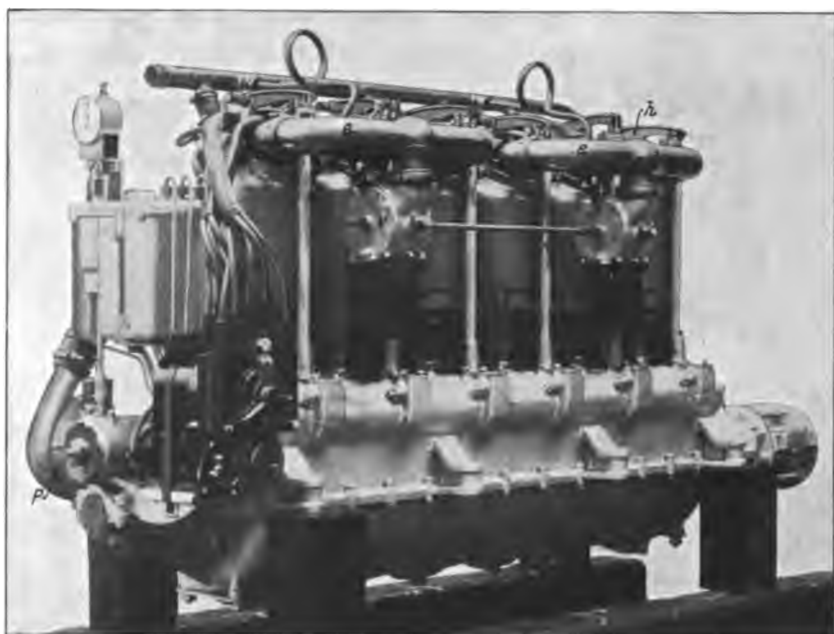
Er gehört zu den erfolgreichsten Flugmotoren der Gegenwart. Die fünfmal in Gleitlagern gestützte Kurbelwelle des Sechszylindermotors ist gegen die Zylinderachse verschoben (desachsiert). Die Zylinder sind mit Kühlmänteln aus Kupferblech versehen; die im Zylinderkopfe in seitlichen Auskragungen rechtsliegenden Einlaß- und linksliegenden Austrittsventile sind hängend in den Zylinderköpfen angeordnet und werden mittels je eines Kipphebels und Druckstange bewegt. Der Kolbenvergaser mit Spritzdüse ist mit Wasserwärmung versehen. Von der Steuerwelle aus werden durch eine Querwelle die Nebenapparate angetrieben.

Ferner ist bei diesem 120 PS starken Motor die Anordnung getroffen, daß der eine Zündapparat mit doppeltem Verteiler ausgerückt ist und mit Batterie vereinigt als Doppelzündung zum Anlassen des Motors verwendet wird.

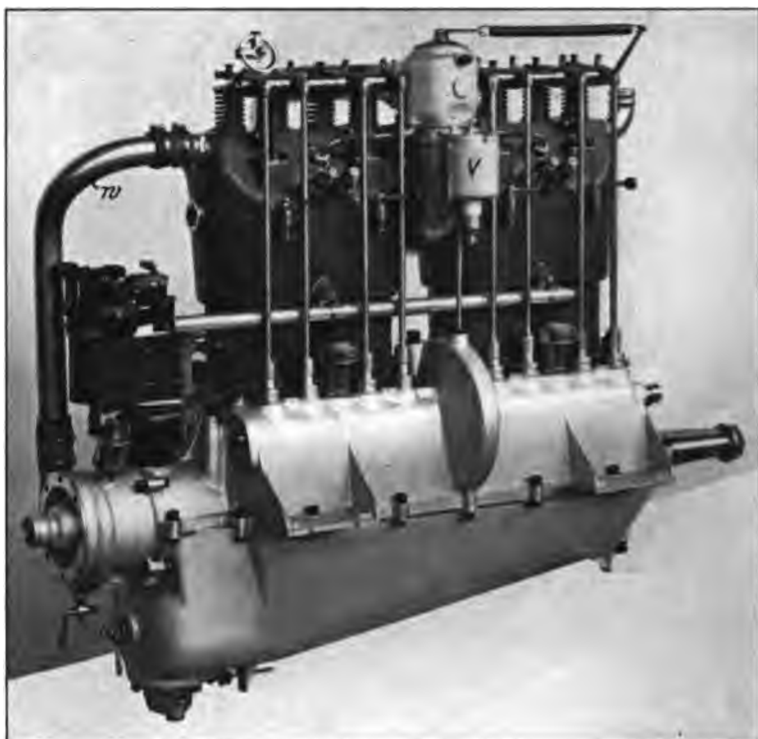
Abb. 208a zeigt den 70-PS-Vierzylindermotor der Daimler-Werke in Untertürkheim von der Vergaserseite aus gesehen, Abb. 208b von der Gaseintrittsseite her. Die Steuerwelle, die neuerdings über die Zylinder gelegt wird, befindet sich hier seitlich und betätigt durch Einzelnocken die Ventile mittels Kipphebels. Für den Einbau in das Flugzeug ist das spitz zulaufende Ende des Kurbelgehäuses an dem Kurbelwellenende, das die Schraube bei b aufzunehmen hat, von



a



b
Abb. 207.



a



b

Abb. 208.

Belang. Man erzielt dadurch eine günstige bootsförmige Ausgestaltung des vorderen Teils des Rumpfes. Je zwei Zylinder bilden ein Gußstück.

Vom 14 zylindrigen Gnôme-Motor der Gebr. Séguin - Paris gibt Abb. 209 eine schematische Skizze. Der Motor leistet bei 120 mm Hub, 130 mm Bohrung und 1200 Umdrehungen in der Minute 140 PS und wiegt 130 kg. In Abb. 210 ist der Siebenzylindermotor dieser Firma im Schnitt gezeichnet.

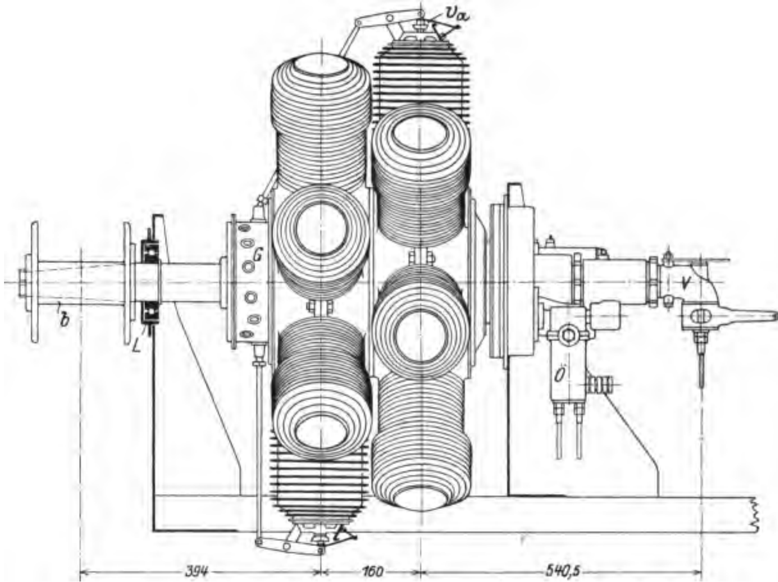


Abb. 209.

In Abb. 209 ist der Motor mit Doppelkurbel ausgestattet. In jeder Ebene liegen 7 Zylinder im Stern angeordnet, die Schraube ist mit dem sich drehenden Zylindergehäuse G bei b gekuppelt und rotiert um die festgehaltene Kurbelwelle als Mittelpunkt.

Um sicheres Schließen des Auspuffventils während des Saughubes zu bekommen, wird die Zentrifugalkraft durch die Wirkung von Blattfedern unterstützt, die das Ventil auf seinen Sitz drücken. Das Saugventil ist sorgfältig durch Gegengewichte ausgeglichen. Die Steuerung wird durch 7 Nocken, die sich in der Zündfolge 1, 3, 5, 7, 2, 4, 6 auf den Umfang verteilen, besorgt, wie früher besprochen worden war.

Über die mannigfachen Eigenschaften dieser Konstrucktion, über ihre Vor- und Nachteile war in den früheren Abschnitten ausführlich die Rede. Es sei hier nur noch angeführt, daß neuerdings der Gnôme-Motor mit 9 in einer Ebene liegenden Zylindern von 124 mm

Durchmesser und 150 mm Hub ausgerüstet wird und dann 100 PS bei 1200 Umdrehungen leistet und ein Eigengewicht von 125 kg besitzt.

In Abb. 211 ist eine schematische Skizze des Motors Favata wiedergegeben.

Der Motor wird je nach der erforderlichen PS-Zahl aus Elementengruppen von je 4 Zylindern, die aus Stahl aus dem Vollen gedreht

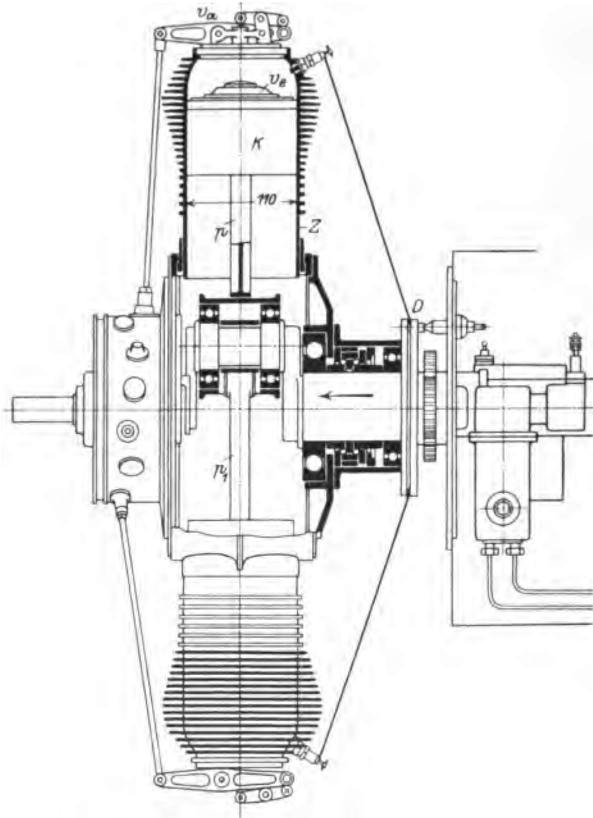


Abb. 210.

werden, zusammengesetzt. Je zwei nebeneinander liegende Zylinder haben Verbrennungsraum, Ein- und Austrittsventil gemeinsam, jedoch eigene Zündkerzen. Die Ventile sitzen übereinander im Zylinderboden und werden durch einen nach beiden Seiten arbeitenden Steuerhebel bewegt. Jedes Element besteht aus 2 gegenüberliegenden Zylindern; in einem derartigen langen Doppelzylinder bewegt sich ein Doppelkolben von geringer Höhe auf jeder Seite, durch eine Stange t_1 verbunden; je zwei nebeneinander angeordnete Zylinderpaare, deren

Kolbenstangen durch ein Querstück t verbunden sind, arbeiten auf dieselbe Pleuelstange. Der Massenausgleich ist hier nicht günstig, wenn auch die für größere Leistungen angewendete X-Form dieser Bauart eine gute Materialausnutzung zuläßt.

Ein Element mit 2 Doppelzylindern leistet 45 PS bei 110 mm Bohrung und 120 mm Hub.

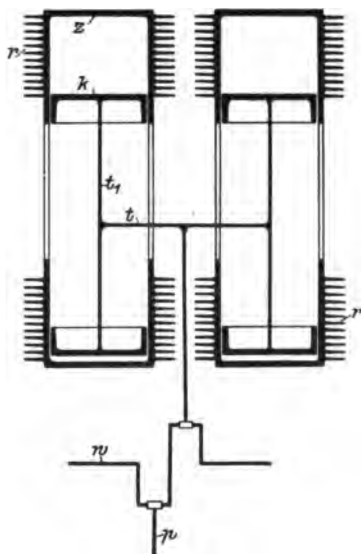


Abb. 211.

Der 100 PS-Motor der Maschinenfabrik Benz - Mannheim, in Abb. 212a von der Steuerseite aus und in Abb. 212b von der Vergaserseite aus gesehen, ist ein wassergekühlter unbeweglicher Vierzylindermotor, bei dem einzelne empfindliche Teile, wie Zündung, Ventilfedern, in doppelter Ausführung angebracht sind. Die Tellerventile sind nebeneinander angeordnet und werden von der seitlich liegenden und durch Stirnräder angetriebenen Steuerwelle durch Kipphebel und Stoßstange gesteuert. Durch Zwischenräder der Steuerübertragung wird, wie dies üblich ist, der Magnetapparat betätigt; die beiden Magnetapparate werden unabhängig voneinander angetrieben und arbeiten auf zwei in jedem Zylinder gegenüberliegende Kerzen k.

Die Wasser- und Umlaufölpumpe wird von einer vertikalen Welle aus, auf die mit Kegelrädern übersetzt wird, betrieben.

Der Vergaser V ist in den oberen Teil des Kurbelgehäuses gesetzt, und seine Ansaugeleitungen für die Verbrennungsluft liegen im Innern des Kurbelgehäuses, so daß vorgewärmte Luft in den Vergaser tritt.

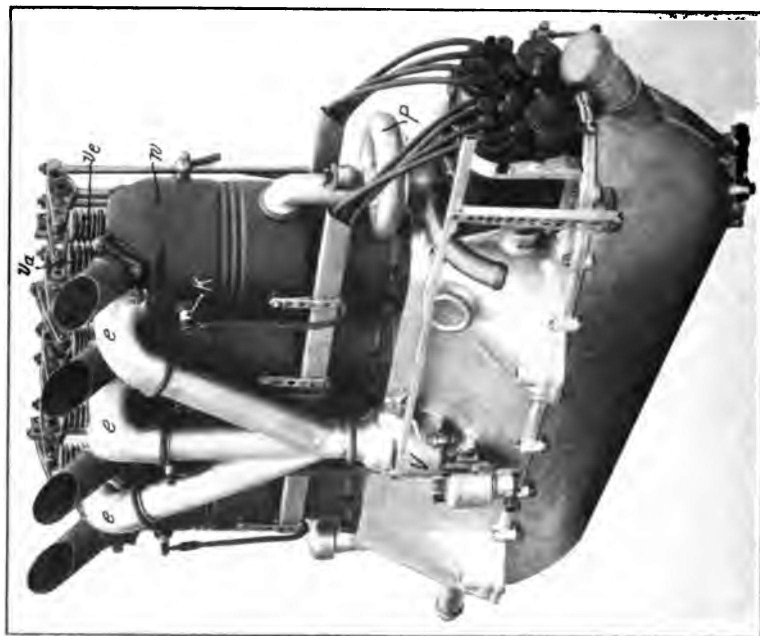


Abb. 212b.

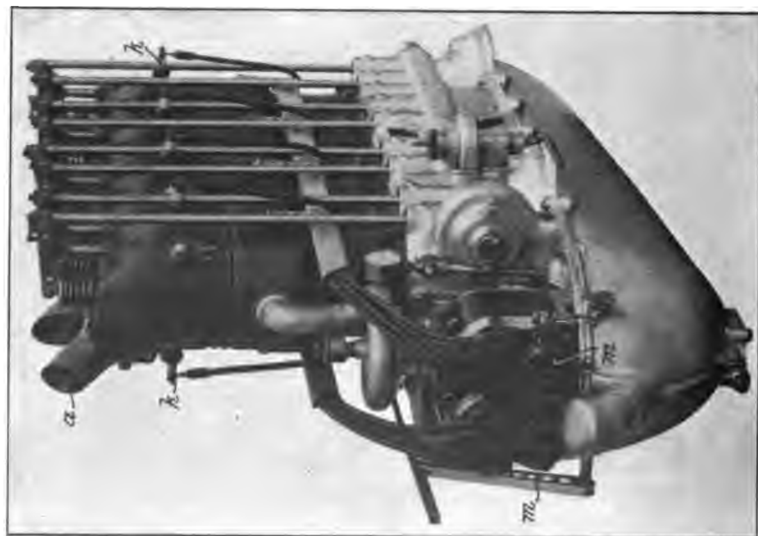


Abb. 212a.

Der Zwölfzylindermotor von **Renault** in Abb. 213 hat V-Anordnung und besitzt für die Luftkühlung einen auf der Kurbelwelle sitzenden großen Ventilator V_e. Die Ventile liegen, ähnlich wie beim Antoinettemotor, seitlich übereinander; das Einlaßventil wird durch Stoßstange s, Kipphebel h und Nocken gesteuert, während das unten tiefer liegende Auspuffventil ohne Hebel unmittelbar durch die Stoßstange vom Nocken bewegt wird. Die Nocken sitzen auf einer über

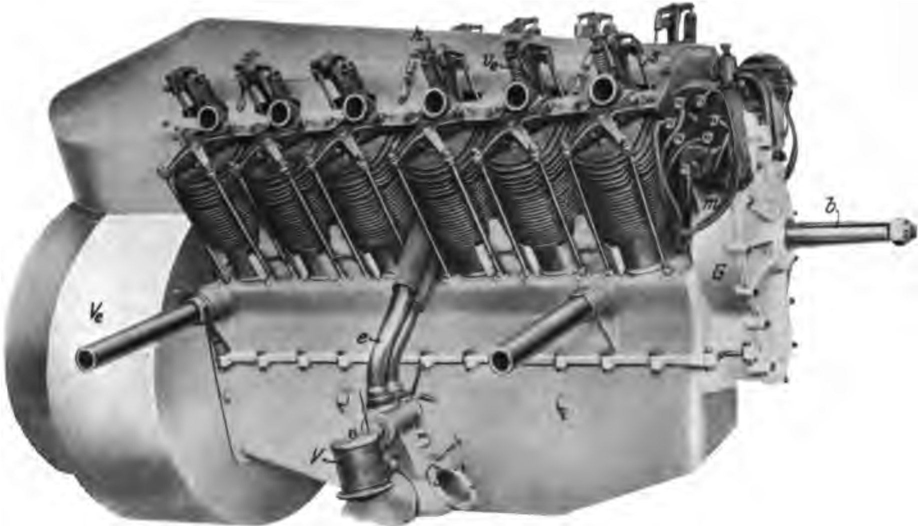


Abb. 213.

der Kurbelwelle liegenden, durch das Getriebe G ins Langsame übersetzten Steuerwelle, die am Ende bei b die Schraube trägt, so daß der Motor selbst eine große Umdrehungszahl ausführen kann, bis 1800 in der Minute. Im unteren Teil des Kurbelgehäuses ist die Ölpumpe untergebracht, die das Öl zuerst durch ein Filter nach dem Verteilerrohr und von da aus nach den Kurbellagern drückt. Von da aus wird es nach Pleuelstangen und Zylindern geleitet. Zur Befestigung des Motors im Flugzeug dienen zwei durch das Gehäuse tretende und darin verschraubte Stahlrohre.

Es erübrigt sich wohl, zu diesen Abbildungen noch weiteres hinzuzufügen, da die Tabelle auf S. 334 u. 335 die Hauptmerkmale einer jeden hier vorgeführten Konstruktion enthält.

Die in der Tabelle angeführten Gewichte sind mit großer Vorsicht zu nehmen; häufig beziehen sich die von den Firmen angegebenen Katalogwerte nicht auf den betriebsfertigen Zustand, wie es allgemein üblich sein sollte; insbesondere ist aus den Angaben nicht immer deutlich zu ersehen, ob das Kühlergewicht eingeschlossen ist oder nicht.

O. Tabelle bekannter

Nr.	Motor	Hub H	Durchmesser D	Kühlung	$\frac{H}{D}$	n i. d. Minute	PSe Nutzleistung	Motorgewicht G
1	Antoinette	105	110	Wasser mit Kupfermantel	~ 1	1200	50	90
2	Anzani	130	105	Luft mit Rippen	1,24	1250	25/32	70
	,,	120	105		1,14	1300	30	55
3	Argus	140	140	Wasser	1	1368	98	193
4	Benz	180	130	,,	1,38	1290	102	193
5	Bucherer	182	90	Luft	2,0	1200	50/60	—
6	Clément Bayard	120	100	Wasser mit Kupfermantel	1,2	1250	40	110
7	Dutheil, Chalmers & Co.	100	125	Luft, Wasser	0,8	1500	18	26
8	Daimler	140	120	Wasser	1,17	1390	67	172
9	Delfosse, Köln	130	110	Luft	~ 1,2	1300	40	85
		120	140	,,	~ 0,86	1000	75	~ 110
10	Dixi, Fahrzeugfabrik Eisenach	170	120	Wasser mit Kupfermantel	1,41	1300	75	140
11	E.N.V.	100	105	Wasser mit Kupfermantel	~ 1	1100	60	130
12	Escher	120	125	Luft, Wasser	~ 1	1400	20/24	~ 50
13	Ambroise Farcot	135	130	Luft, Ventilator	~ 1	1400	100	95
14	Renault Frères	140	96	Luft, Ventilator	1,46	1850	90	290
15	Gnôme	120	110	Luft	~ 1	1200	50	73
16	Green	146	140	Wasser mit Bronzemantel	~ 1	1200	50/60	120
17	Laviator	130	100	Luft	1,3	1200	50	90
18	N.A.G.	120	120	Wasser mit Kupfermantel	1,0	1400	56	126
19	Oerlikon	200	110	Wasser mit Aluminiummantel	~ 2	1100	50/60	85
20	R. Esnault-Pelterie	160	110	Luft	~ 1,45	1200	45/50	105
21	Salmson	140	120	Wasser m. nahtlos gezog. Kupferrohrmant.	~ 1,16	1250	80	130
22	Öst. Daimler-Motoren-A.-G.	140	120	Wasser mit galv. Kupfermantel	1,16	1400	120	—

[1]) Es sei darauf besonders hingewiesen, daß die Firmen außer den hier angeanderer Leistung erzeugen.

Motorenkonstruktionen[1]).

$\frac{G}{PS}$	Zylinderanzahl	Zylinder-anordnung	Auslaßventil	Einlaßventil	Mittlerer effektiver Druck in kg/cm²
1,8	8 fest	V zu je 4 Zylindern	gesteuert	selbsttätig	—
2,2 1,83	3 oder 5 fest	unter 60° fächerartig bzw. Y-Anordnung, Stahl, aus einem Stück	gesteuert mit Schwinghebel	selbsttätig	6,5 6,4
1,97	4 vertikal, stehend, aus Gußeisen	hintereinander	im seitlichen Ausbau nebeneinander, gesteuert		—
1,88	„	nebeneinander	gesteuert	gesteuert	—
			nebeneinander		
—	4 rotierend, mit steifen Kolbenstangen	kreuzförmig	Ein- und Auslaß zwangläufig gesteuert		—
2,75	4	stehend aus einem Block gegossen	nebeneinander gesteuert		—
1,3	2 fest	horizontal gegenüber	gesteuert	selbsttätig	—
2,56	4, je 1 Doppelzylinder aus 1 Stück gegossen	2 Doppelzylinder hintereinander	gesteuert mittels Hubstange und Schwinghebel		—
1,42	4 fest, 7 rotierend	fächerartig sternförmig	gesteuert mit Stange u. Schwinghebel		—
1,9	4 vertikal stehend	hintereinander	gesteuert mit Schwinghebel und Stange		6,75
~2,2	8	unter rechtem Winkel in V	gesteuert durch Nockenwelle, nebeneinander, seitlich im Zylinderkopf		—
2,3	2 fest	gegenüberliegend um 180° versetzt	gesteuert mittels eines Nockens		—
~1	8 fest	sternförmig	Doppelventil betätigt von einer Nockenscheibe		—
3,2	12 fest	V zu je 6 Zylindern	gesteuert		—
1,5	7 rotierend, Kurbelwelle fest	sternförmig	gesteuert	selbsttätig, i. Kolbenboden befindlich	—
2	4 feste, vertikal, Stahl	einzeln hintereinander	gesteuert durch Hebel von einer oben liegenden Nockenwelle		—
1,8	6 rotierend	in Stern-Anordnung	ventillos als Zweitaktmotor mit Stufenkolben		—
2,2	4	nebeneinander	gesteuert		—
1,4	4	horizont. paarweise gegenüberliegend aus Nickelstahl	im Zylinderboden f. jed. Zylinder Doppelventil durch zweistufigen Nocken gesteuert		6,5
~2,1	7 fest	fächerartig in 2 Ebenen	Doppelventil mit Steuerscheibe		5,9
1,62	7 feste Stahlzyl.	Stern	mit Umkehrhebel gesteuert, nebeneinander im Zylinderkopf		—
—	6 fest	nebeneinander	gesteuert zu beiden Seiten des Zylinders im Ausbau		7,1

führten Konstruktionen auch noch Motoren mit anderen Dimensionen und von

Beim Wettbewerb um den Kaiserpreis ist für die Bestimmung des Einheitsgewichtes der Motorenanlage das Gewicht einbezogen von:

1. dem Motor mit allen zu seinem Betriebe im Flugzeug nötigen Hilfsvorrichtungen,
2. das Gewicht der zur Befestigung des Motors nötigen Tragfüße oder Tragarme,
3. das Gewicht von Schraubenwelle und eines etwa vorhandenen Übersetzungsantriebes sowie eines auf der Motorwelle befindlichen Schwungrades.

Nicht mit eingerechnet waren die Gewichte von: Schraube, Behälter für die Betriebsstoffe Wasser, Benzin, Öl, Kühler und Leitungen.

P. Einfluß der Höhe auf Motorkonstruktion und Leistung.

Geschwindigkeit. Die in den letzten Jahren ausgeführten kühnen Höhenflüge, die das Flugzeug bis auf fast 6000 m Höhe über die Erdoberfläche brachten, machen den Konstrukteur darauf aufmerksam, daß bei der Bestimmung der Motorleistung der Einfluß der Höhe berücksichtigt werden muß.

Bei großer Erhebung über der Erdoberfläche wird das spez. Gewicht γ der Luft kleiner und damit das Produkt $\zeta \frac{\gamma}{g}$ in der Luftwiderstandsformel geringer, so daß sich der in größerer Höhe erzielbare Auftrieb verringert.

Es habe $\zeta \frac{\gamma}{g}$ den Wert K_0 in der Höhe, K_u in geringer Entfernung über der Erdoberfläche, dann werden sich diese Größen wie die Barometerstände oben und unten B_0 bzw. B_u verhalten, da letztere der Luftdichte proportional sind.

$$\frac{K_u}{K_o} = \frac{B_u}{B_o}. \tag{1}$$

In allen Höhenlagen muß jedoch, soll Fallen der Maschine verhindert werden, der Auftrieb gleich dem Gewichte sein, also

$$\left.\begin{aligned} G &= W_y = K_u \cdot C \cdot v_u^2 \\ \text{und} \quad G &= W_y' = K_0 \cdot C \cdot v_0^2, \end{aligned}\right\} \tag{2}$$

wenn die mit der Höhe unveränderlichen Werte in der Widerstandsformel unter C zusammengezogen werden; daraus wird

$$\frac{K_u}{K_o} = \left(\frac{v_o}{v_u}\right)^2 \text{ und } v_o = v_u \cdot \sqrt{\frac{B_u}{B_o}}. \tag{3}$$

In diesem Verhältnisse muß durch Vergrößerung der Fluggeschwindigkeit der Verlust an Auftrieb gedeckt werden.

Wird $B_u = 760$ mm Hg-Säule über der Meeresoberfläche bei $+ 10^0$ C angenommen und für je 100 m Erhebung eine Temperaturabnahme um $\frac{1}{2}^0$ C eingeschätzt, dann bestimmt sich aus der barometrischen Höhenmeßformel nach Emden

$$H = (18432 + 69\, t^0) \log \frac{760}{B_o}$$

für H = 500, 1000, 1500, 2000, 2500, 3000, 5000, 6000 m

B_o = 714, 669, 626, 585, 546, 519, 360, 338 mm Hg.-Säule;

für H = 3000 m stellt sich daher

$$v_o = v_u \sqrt{\frac{760}{519}} = 1{,}21\, v_u.$$

Die Geschwindigkeit muß um 21 % wachsen, demgemäß muß allein aus diesem Grunde schon die Leistung oben um 21 % größer sein.

Schraubenvortrieb. Das weniger dichte Mittel, in welchem sich die Luftschraube in großer Höhe bewegt, wird eine Abnahme der Vortriebskraft zur Folge haben, denn der Reaktionsdruck an der Schraube wird infolge der spez. leichteren Luft abnehmen im Verhältnis:

$$\frac{P_o}{P_u} = \frac{K_o}{K_u} = \frac{B_o}{B_u}. \qquad (4)$$

Leistung. Zur Entwicklung der gleichen Vortriebskraft in größerer Höhe muß daher der Schraube eine größere Leistung L_o gegenüber L_u in der Tiefe zugeführt werden. Das Verhältnis der zuzuführenden Nutzleistungen stellt sich daher:

$$\frac{L_u}{L_o} = \frac{B_o}{B_u} \cdot \sqrt{\frac{B_o}{B_u}}. \qquad (5)$$

Der erste Faktor berücksichtigt die Änderung der Vortriebskraft, der zweite Faktor bezieht sich auf die Größe der Geschwindigkeit.

Motorleistung. Die bei Automobilmotoren beim Befahren hochgelegener Alpenstraßen gemachten Erfahrungen bestätigen die nachfolgende Betrachtung, daß die Motorleistung sich der Luftdichte proportional ändert.

Der Zusammenhang von Motorleistung und Höhe ist darin zu suchen, daß vom Meeresspiegel aus auf eine Höhe von mehreren tausenden Metern aufsteigend, sich das angesaugte Gemischgewicht für den Ansaugehub verringert, z. B. bei 6000 m Höhe fast um die Hälfte,

und somit nimmt auch die durch die Verbrennung erzielte Wärmemenge bzw. die Hubleistung im Höhenflug in demselben Verhältnis ab.

Auch der Kompressionsgrad wird kleiner und dadurch gleichfalls eine Abnahme der Leistung bedingt, obwohl diese Verringerung durch die Erhöhung der Leistung infolge des geringeren Widerstandes der Auspuffgase in der dünneren Atmosphäre einigermaßen Ausgleich erfährt; für jede Motorenart und für jedes Flugzeug gibt es für die zu erreichende Höhe einen Grenzwert.

Leistet der Motor unten N_e PS, dann wird er mit Rücksicht auf den jetzt angeführten Umstand oben nur

$$N_e \frac{B_o}{B_u}$$

PS entwickeln; insgesamt wird somit in Hinsicht auf die früher angedeuteten aerodynamischen Veränderungen der Konstrukteur den Motor für die Größe N_e' entwerfen müssen, die gefunden wird aus

$$N_e = N_e' \cdot \frac{B_o}{B_u} \cdot \frac{B_o}{B_u} \cdot \sqrt{\frac{B_o}{B_u}} = N_e' \cdot \left(\frac{B_o}{B_u}\right)^{\frac{5}{2}} \qquad (6)$$

wenn N_e die Anzahl PS bedeutet, die für den Horizontalflug in geringer Entfernung über der Erdoberfläche notwendig ist.

Für 3000 m Höhe rechnet sich somit

$$N_e' = N_e \cdot \left(\frac{760}{519}\right)^{\frac{5}{2}} = 2{,}6\ N_e\ \text{PS},$$

d. h. genügt zum normalen Fluge ein 20-PS-Motor, dann muß die betreffende Flugmaschine mit einem Motor von 52 PS ausgerüstet sein, wenn der Flug in 3000 m Höhe ausgeführt werden soll.

Der Konstrukteur begegnet dieser Forderung zum Teile dadurch, daß er den Motor mit einem möglichst großen Verdichtungsverhältnis konstruiert, also den Kompressionsraum so klein gestaltet, wie die Gefahr der Selbstentzündung es gestatten wird.

Beim normalen Fluge wird bis zur normalen Leistung gedrosselt, beim Höhenflug die Drosselung vermieden. Infolge der starken Kompression kann das an und für sich weniger dichte Gemisch oben auf die gleiche Kompression wie unten bei Drosselung gebracht werden, und dadurch wird der Verlust an Leistung oben wettgemacht.

In diesem Falle wird für den Entwurf nur die Bedingung maßgebend sein, daß

$$N_e' = N_e \cdot \left(\frac{B_u}{B_o}\right)^{\frac{3}{2}} \text{ wird.}$$

Für 3000 m macht dies

$$N_e' = N_e \cdot 1,77.$$

Für 5000 m Höhe macht dieser Wert $N_e' = N_e \cdot 3,07$, bei 6000 m Höhe sogar $N_e' = N_e \cdot 3,37$ aus.

Für das vorige Beispiel würden somit $20 \cdot 1,77 = 35,4$ PS nötig sein, bzw. bei 5000 m Höhe 61,4 PS und bei 6000 m Höhe sogar 66,4 PS.

Q. Die Bestimmung der Nutzleistnng.

Die Bestimmung der Leistung geschieht am Versuchsstande auf elektrischem Wege mittels einer geeichten Dynamo oder auf mechanischem Wege mittels Pendelrahmens.

Der elektrische Prüfstand besteht aus einer geeichten Bremsdynamo, die mit dem zu prüfenden Motor durch eine elastische Kupplung verbunden wird, und den nötigen elektrischen Hilfsapparaten, wie Schaltern, Widerständen und Reguliervorrichtungen. Durch den Nebenschlußregulator der Dynamo und durch verschiedene Belastungswiderstände kann die Leistung bzw. die Umdrehungszahl des zu prüfenden Motors geändert werden und so die Leistungskurve wie in Abb. 146 aufgenommen werden. Nach Ablesung der Stromstärke und der Spannung des von der Dynamo erzeugten Stromes kann die Motornutzleistung bestimmt werden aus der Beziehung

$$\text{Nutzleistung des Motors in PS} = \frac{\text{Volt} \cdot \text{Ampere}}{736 \cdot \eta},$$

wenn η der Wirkungsgrad der Dynamo für die verschiedenen Belastungen durch Eichung festgelegt ist. Hat man Motoren verschiedener Art zu prüfen, dann wird die Luftschraube von einem Elektromotor in gleicher räumlicher Stellung vor dem zu prüfenden Motor und mit gleicher Umdrehungszahl angetrieben und das Drehmoment aus der elektrischen Arbeitsaufnahme gesucht. Wird der Elektromotor als Wirbelstrombremse mit drehbarem Magnetgestell ausgebildet, so gestattet er die unmittelbare Abwägung des Drehmomentes. Dieses Verfahren hat sich als frei von solchen Fehlerquellen erwiesen, wie sie dem Prüfstand mit Pendelrahmen anhaften.

Der Prüfstand mit Pendelrahmen besteht aus einem stark gebauten Rahmengestell, das den Motor aufnimmt und mit zwei hohlen Zapfen auf je einem Kugellauflager drehbar gelagert ist. Die Zapfen ruhen in Querböcken, die entweder fest auf dem Boden stehen oder aufgehängt sind. Zum Ausgleiche der ganzen Vorrichtung dient ein Gegengewicht. Die Achse des zu prüfenden Motors fällt genau mit der Längsachse der Rahmenzapfen zusammen und nimmt am Ende die Luftschraube auf. Wird nun der zu prüfende

Motor und damit die Luftschraube in Betrieb gesetzt, so wird das zur Überwindung des Drehwiderstandes an der Schraube wirksame Drehmoment einen Rückdruck auf das pendelnde Rahmengestell des Motors übertragen. Ist die Schraube rechtsdrehend, dann wird der Pendelrahmen mit einem dem Schraubendrehmoment gleich großen Drehmoment entgegengesetzt nach links ausschlagen. Der Ausschlag kann als Druckwirkung auf eine Dezimalwage ermittelt werden oder am Hebelarm durch aufgehängte Gewichte gemessen werden.

Bedeutet P die am Hebelarm p des Pendelrahmens wirksame Gegenkraft, z. B. gemessen durch die Dezimalwage, N_e die effektive Leistung des Motors und n die minutliche Umdrehungszahl, so ist das erzeugte Drehmoment

$$P \cdot p = 716{,}2 \frac{N_e}{n} \text{ mkg und daraus die Nutzleistung}$$

$$N_e = \frac{1}{716{,}2} \cdot P \cdot p \cdot n.$$

R. Schlußbemerkungen.

Beim Aufbau des Motors und seiner Nebenapparate wird heute auf Verringerung des Luftwiderstandes Rücksicht genommen; die Konstruktion schmal gewählt, die äußere Form glatt gestaltet und die Hilfsorgane, Magnet, Öl- und Wasserpumpe nicht wie früher seitlich, sondern oft hinter den Zylindern angeordnet. Der Motor wird, ähnlich wie im Automobilbau, in eine Haube eingeschlossen.

Aus den vorstehenden Ausführungen ist die Mannigfaltigkeit der praktisch verfügbaren Motorgattungen zur Genüge hervorgegangen.

Wir erwähnten feststehende, mit Ventilen versehene und ventillose Zylinder mit rotierender Kurbelwelle, rotierende Zylinder bei feststehender Kurbelwelle; es wurden im letzten Pariser Salon (der Ausstellungshalle für flugtechnische Neuerungen) Konstruktionen vorgeführt, bei denen die Kolben in einem ringförmigen Zylindergehäuse oszillieren und deren Bewegung mittels Hebelmechanismus auf die Kurbelwelle übertragen wird; bei 1000 Umdrehungen in der Minute 140 mm Hub und 100 mm Durchmesser leistet der Motor 45 PS_e und wiegt 145 kg. Beim Weißschen Motor befinden sich die Zylinder in hin- und hergehender Bewegung über den feststehenden Kolben, die Pleuelstangen greifen einerseits an den Zylinderköpfen, andererseits an der darüber liegenden Kurbelwelle an, Einlaß- und Auslaßventil sind im Kolbenkopfe untergebracht und zwangläufig gesteuert.

Das Auftreten des Rotationsmotors Gnôme, Buchet usw., besonders des ersteren, der als 7-Zylinder-Sternmotor gebaut ist, wurde als das Morgenrot einer neuen Entwicklung gepriesen; die mit ihm erzielten

Erfolge von Blériot, Farman, Sommer gewannen zahlreiche Anhänger, so daß er heute fast der meist verwendete Motor ist. Ob mit Recht, ist eine sehr begründete Frage; denn der hohe Preis, seine kürzere Lebensdauer, die in der hohen Flächenpressung zwischen dem rotierenden Zylinder und dem in diesem sich bewegenden Kolben begründet ist, sein größerer Benzin- und Ölverbrauch sind schwerwiegende Nachteile, die trotz seines vollkommenen Massenausgleiches bei kritischen Beurteilungen schwer ins Gewicht fallen.

Dazu kommt noch seine den Kurvenflug gefährdende Kreiselwirkung, die im letzten Jahre zu verschiedenen Unglücksfällen Veranlassung gegeben hat.

Für die Erhaltung der Stabilität in der Kurve würde die Anordnung Rechtsdrehung des Motors bei Linksdrehung der Schraube und umgekehrt von großem Vorteil sein. Ligéz hat bereits eine derartige Konstruktion herausgebracht.

Es eröffnet sich auf diesem Gebiete dem Konstrukteur ein fruchtbares Arbeitsfeld.

Bisher hat nur der im Viertakt arbeitende Motor reiche Formgebung erfahren; der Zweitaktmotor beginnt erst in neuester Zeit das Interesse maßgebender Kreise zu wecken, und schon deuten verschiedene Anzeichen darauf hin, daß die ohne Zwischenschaltung eines Kurbeltriebes mit direkt rotierender Bewegung arbeitende Gasturbine sich die Zukunft erobern dürfte; ob dies ohne jeden Übergang möglich sein wird, oder ob statt der Ventilmotoren der in letzter Zeit im Automobilbau sich rasch Eingang verschaffende ventillose Schiebermotor, bei dem man bei hohen Tourenzahlen ganz geräuschloses Arbeiten als Vorzug preist, auch die Flugtechnik mehrere Jahre hindurch beherrschen wird, wird die nächste Zeit lehren.

Vielleicht entsteht der Gasturbine in zukünftigen Tagen ein ernster Konkurrent in der eine direkte Umsetzung von chemischer Energie in mechanische Arbeit zur Anwendung bringenden Antriebsmaschine.

Wer ist schließlich in unserer Zeit, die so reich an Überraschungen ist, so vermessen und stellt es als unmöglich hin, daß das Flugzeug der Zukunft ohne motorische Ausrüstung die Lüfte durchfliegen wird, indem es einzig und allein von der Erde aus mittels elektrischer Energie, deren Träger Hertzsche Wellen sind, nach bestimmten Punkten der Erde gelenkt wird? Können nicht Anfänge zu solchem Beginnen in den mit guten Erfolgen aufgenommenen Versuchen (auf dem Dutzendteich in Nürnberg) der Torpedolenkung erblickt werden? Bietet die in den letzten Tagen von Goldschmidt erfundene elektrische Maschine zur besonders günstigen Erzeugung kräftiger und weit reichender elektrischer Wellen nicht einen weiteren Fortschritt nach dieser Richtung?

X. Einige besonders bekannt gewordene Flugmaschinen.

Auf eine ausführliche Beschreibung der äußeren Form der Maschine und ihrer Einzelteile kann hier umsomehr verzichtet werden, als ja jedem Leser des Buches Gelegenheit gegeben ist, in den verschiedenen Zeitschriften näheres darüber zu erfahren. In einer Zusammenstellung auf S. 360 sind die Hauptmerkmale einiger besonders bekannt gewordenen Konstruktionen hervorgehoben. Die Ausmaße der Flugzeuge sind steter Veränderlichkeit unterworfen; die aufgenommenen Flugzeuge stellen daher nur ein besonderes Modell des Erzeugers dar. Daher sollen hier nur einige Flugzeuge, die auch der Verfasser in der Praxis Gelegenheit gehabt hat, näher kennen zu lernen, erwähnt werden.

In den folgenden Abbildungen sind mit T bzw. T_1 und T_2 die Tragdecken, mit H das Höhensteuer, mit s das Seitensteuer, mit st die Dämpfungs- und Kielflossen bezeichnet. Als allgemeine Regel für den Aufbau des Flugzeugs mag der Satz gelten, daß neben großer Einfachheit und Zweckmäßigkeit aus militärischen Rücksichten besonderer Wert auf leichte Zerlegbarkeit und automobile Beförderung des Flugzeugs gelegt wird.

A. Das Flugzeug der Gebr. Wright.

Seine wesentlichen Eigenschaften sind bereits in den vorhergehenden Abschnitten angeführt. Die Originalausführung vom Jahre 1908, wie sie von Orville Wright auf dem Tempelhofer Felde 1909 vorgeführt wurde, hat inzwischen mancherlei Veränderungen erfahren.

Der Abflug mittels Laufschiene und Fallgewicht ist aufgegeben worden, der Apparat mit Anlaufräder, zwischen Kufen gesetzt, ausgerüstet, der Originalmotor mit den von ihm entwickelten 24 PS durch einen 56-PS N.-A.-G.-Motor ausgewechselt worden. Eine hintere horizontale Dämpfungsflosse st (Abb. 214a) ist angebracht, und neuerdings hat man sogar das sonst vorn ausladende zweiflächige Höhensteuer nach hinten verlegt. An Stelle des Zweischraubenantriebes ist zeitweise eine mittels Kettentransmission angetriebene Druckschraube angeordnet worden; heute ist man zum alten Zweischraubensystem mit gegenläufigen Schrauben Sch übergegangen und verwendet eine endlose Kette zur Übertragung der Bewegung von der Kurbelwelle aus. Der Kettentrieb mit den Schutzröhren k_1 und k_2 ist in seiner



Abb. 214a.



Abb. 214b.

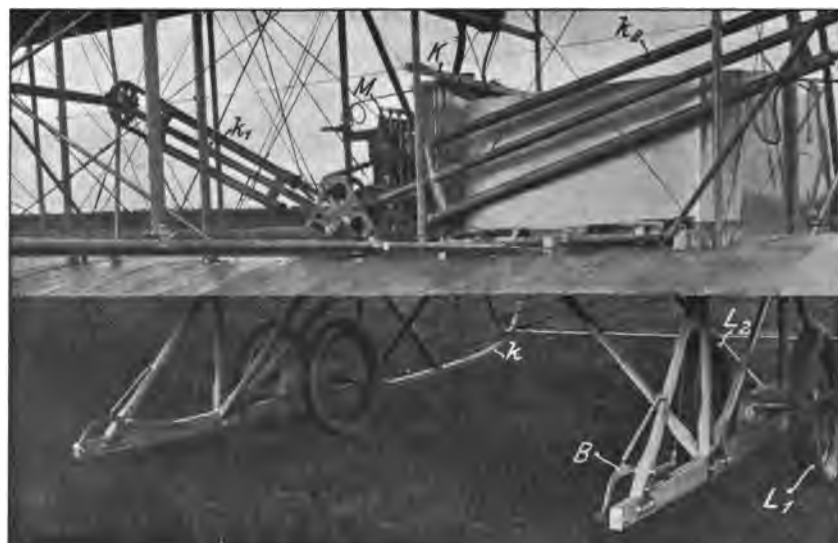


Abb. 215.

jüngsten Gestaltung in Abb. 215 zu sehen. Die englische Wrightmaschinen-Gesellschaft verwendete sogar zwei im gleichen Sinne umlaufende Schrauben, so daß von der Originalkonstruktion nicht mehr viel übrig geblieben war. Abb. 214a und b zeigen das Wright-Flugzeug, Modell 1913, nach seiner Umkonstruktion in neuester Bauart mit zweiteiligem Seitensteuer s, einflächiger hinterer Dämpfungsflosse st, deren rückwärtiger Teil als Höhensteuer beweglich eingerichtet ist. Das niedrige Fahrgestell hat weit nach vorne ausladende Kufen k (Abb. 215), die am vorderen Ende mit dem Tragdeck durch Streben verbunden sind. In dem dadurch gebildeten Winkel sind vertikale Richtflossen f angebracht, die das Seitensteuer unterstützen. Der vom unteren Tragdeck getragene Motor leistet 100 PS. Die Tragfähigkeit des Flugzeugs ist erheblich.

B. Die Flugmaschine der Gebr. Voisin.

Sie ist aus dem kastenförmig gebauten Gleitflieger des Ing. O. Chanutte - Chicago hervorgegangen und war die erste französische Flugmaschine, damals von Farman gelenkt. Abb. 216 zeigt einen Vertreter dieser Flugzeuggattung, wie sie in der I. internat. Flugwoche



Abb. 216.

in Berlin 1909 von Rougier, Baron de Caters gelenkt worden ist. Aus dem Bilde wird mit Berücksichtigung des früher über die Konstruktion Gesagten das Wichtigste zu ersehen sein; es sei hier nur angeführt, daß bei einer neuen Bauart die durch vertikale Wände geteilte Hauptzelle, welche selbsttätige Schrägstabilität gewährleisten sollte, aufgegeben worden ist, indem beim neuen Modell entweder sämtliche Wände oder nur die Zwischenwände fallen gelassen worden sind und für die

Schrägstabilisierung zur Anwendung der Hilfsflächen Zuflucht genommen wurde.

Das Höhen- und Seitensteuer ist beim Modell „Canard" nach vorn gelegt, das Seitensteuer oberhalb des Höhensteuers, die Schwanzflosse ist ganz in Wegfall gekommen. Ein 50-PS-Gnôme-Motor treibt eine hinter den Tragflächen der mit 75 km/std durchschnittlicher Geschwindigkeit fliegenden Maschine angeordnete Schraube. Als Nutzlast können leicht drei hintereinander sitzende Personen getragen werden.



Abb. 217.



Abb. 218.

C. Der Zweidecker von Farman.

Diesem Flugzeuge diente das vorhin erwähnte zum Vorbilde. Die Voisinsche Schwanzzelle st tritt hier in wenig veränderter Form auf und wahrt die Längsstabilität; das einteilige Höhensteuer H ist vorn wie bei Voisin, das zweiteilige Seitensteuer s ist zwischen die beiden

gekuppelten Dämpfungsflossen des Schwanzes gelegt. Die Schrägstabilität wird durch Hilfsflächen H_1 H_2 erhalten. Abb. 217 zeigt die Farmansche Konstruktion, wie sie der Verfasser 1909 in Berlin kennen lernte, von Farman selbst gesteuert.

Das Flugzeug „Aviatik-Zweidecker" und die Erstlingskonstruktion der Albatroswerke sind aus dem Farmanflugzeuge hervorgegangen.

Neuerdings verlegt Farman das Höhensteuer nach rückwärts; das obere weit klafternde Tragdeck T_1 ist gegen das weniger breite Unterdeck nach vorne versetzt, wie Abb. 218, das Flugzeug der neuesten Bauart, erkennen läßt.

D. Der Zweidecker von Euler-Darmstadt.

Das Euler-Flugzeug ist aus dem Voisin-Modell hervorgegangen und hat sich nach mancherlei nicht unwesentlichen Änderungen zur selbständigen Maschine deutscher Konstruktion entwickelt.



Abb. 219.

In Abb. 219 ist die Konstruktion aus dem Jahre 1911 dargestellt. Die obere Tragfläche trägt an den beiden Enden rechteckig geformte Hilfsflächen h h, die an der Austrittskante starke Abrundung aufweisen; der Rumpf ist kräftig gestaltet und inmmt in seinem Vorbau das einflächige Höhensteuer H auf, das mittels des Hebels h_2 und Steuerstange vom Handrad am Führersitz betätigt wird; die Schwanzflosse ohne seitliche Abschlußwände nimmt das zweiteilige Seitensteuer s auf und ist durch ein kleines Laufrad gestützt.

In neuerer Zeit hat auch dieses Flugzeug in der Formgebung eine belangreiche Umkonstruktion erfahren. Unter anderem ist nur eine einteilige Schwanzflosse mit darunter liegendem einteiligen Seitensteuer

angeordnet. Das Höhensteuer ist nach hinten als Fortsetzung der Schwanzflosse verlegt, der Rumpf verkleidet und die Verspannungskonstruktion der Tragdecken wesentllch einfacher gestaltet.



a



b
Abb. 220.

E. Der Doppeldecker der Albatroswerke-Berlin.

Dieser Apparat, der in seiner heutigen Gestaltung zu den leistungsfähigsten und bewährtesten Flugzeugen gehört, war ursprünglich dem Farman-Modell nachgebildet.

Abb. 220a zeigt das von dieser Firma an die russische Heeresverwaltung gelieferte Flugzeug, dessen Flächenanordnung aus dem Bilde

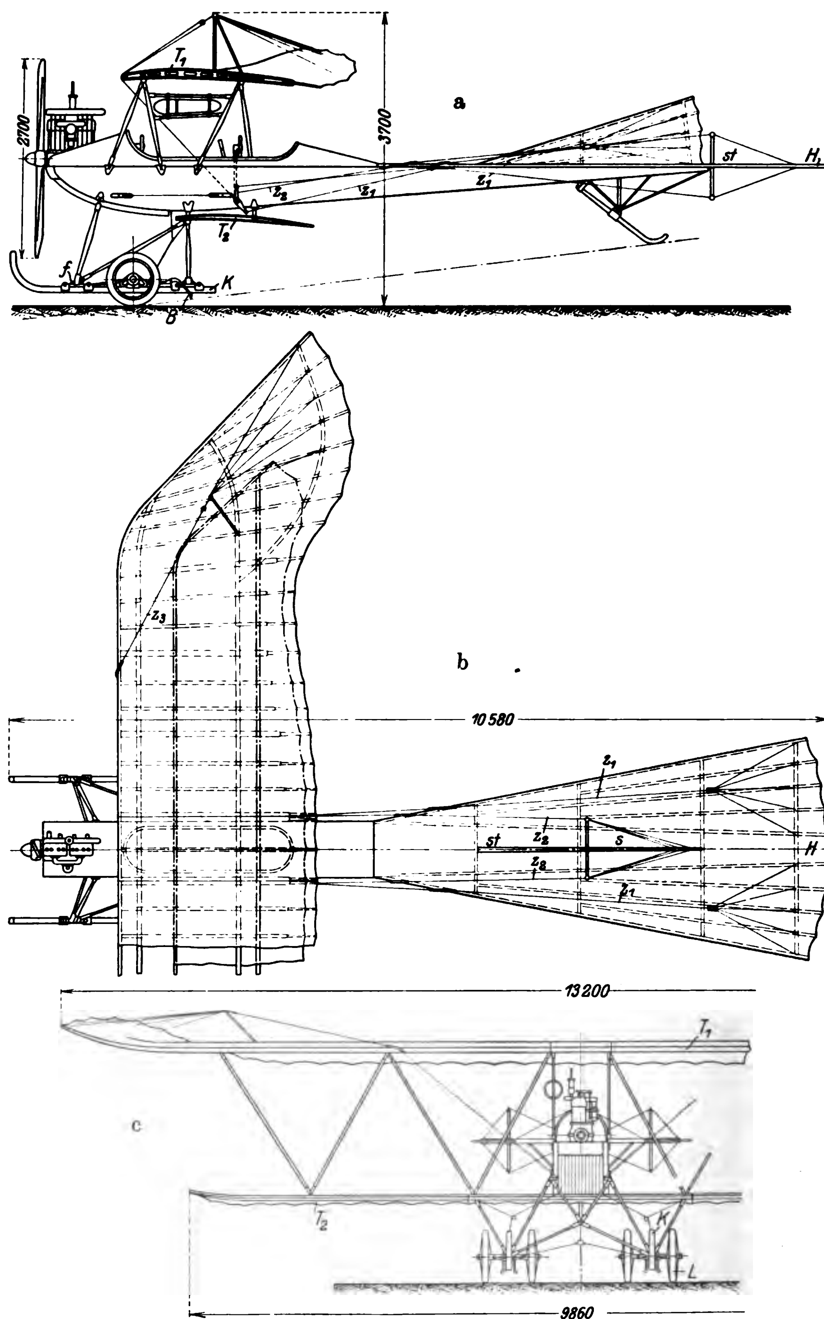


Abb. 221.

mit den hineingeschriebenen Zeichen ohne weiteres ersichtlich ist. In Deutschland wird der Apparat zumeist mit Argus- oder Mercedesmotor ausgerüstet; das abgebildete Flugzeug besitzt einen 60-PS-Renault-Motor. Zu bemerken ist die einteilige Schwanzflosse mit dem dreiteiligen Seitensteuer zum Unterschiede von Abb. 220 b, die den Schwanz des Albatrosapparates, wie er vom Verfasser auf der II. internationalen Flugwoche in Johannisthal aufgenommen werden konnte, als Einzelheit zeigt. Der rückwärtige bewegliche Teil der Dämpfungsflosse st ist mit dem vorderen Höhensteuer zwangläufig gekuppelt, um dessen Steuerwirkung auszugleichen. Der Zweidecker neuester Konstruktion besitzt einen bootsförmigen Rumpf mit zweckmäßiger Linienführung, hat Tragflügel, die wegen der günstigen aerodynamischen Wirkung der Zanonia nachgebaut und mit elastisch auslaufenden Enden, die beim oberen Tragdeck zur Verwindung nach oben herangezogen werden, versehen sind.

Die ausführlich gehaltene Konstruktion ist in Abb. 221 a, b, c enthalten.

F. Die Deutschen Flugzeug-Werke Leipzig

traten in jüngster Zeit mit einer Konstruktion an die Öffentlichkeit, die in ihrer Rumpfbildung bemerkenswert erscheint. Abb. 222a, b, c führt uns dieses Flugzeug nach einer von dieser Firma überlassenen Zeichnung vor. Das in Anlehnung an die Tatinsche Anlaufvorrichtung gebaute Fahrgestell dürfte den Anforderungen der Praxis nicht genügen.

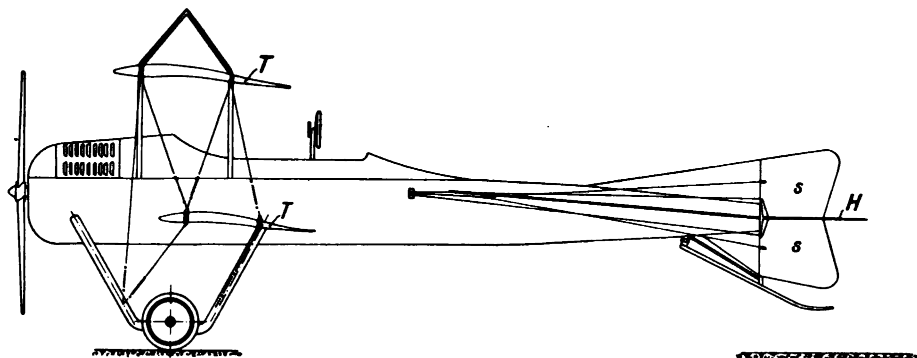
Bemerkenswert ist der Ersatz der Verbindungsstreben zwischen Ober- und Unterdeck durch kräftige Stahlkabel. Der Rumpf wird durch ein Holzboot gebildet. Die Tragdecke sind gestaffelt.

G. Der Doppeldecker der Deutschen Bristolwerke.

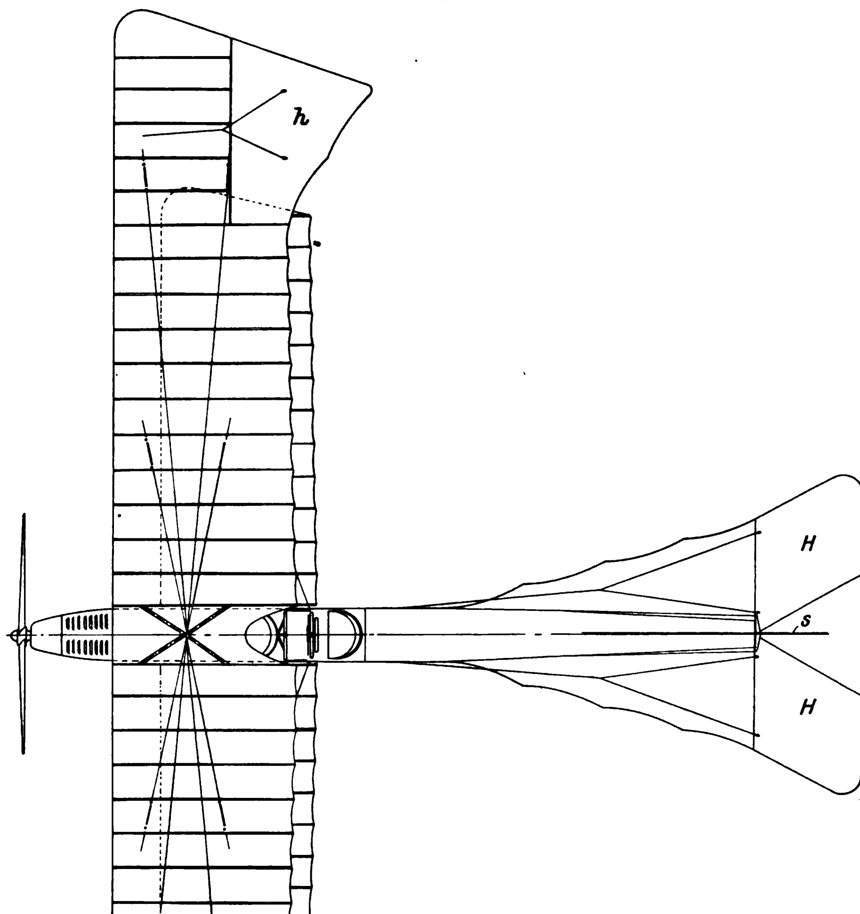
In Abb. 223 ist der von den Bristolflugzeugwerken in Halberstadt gebaute Doppeldecker aufgenommen.

Die jetzt in den mannigfachsten Formen auftretenden Eindecker lassen sich mit geringen Ausnahmen, die als selbständige Originalkonstruktionen anzusehen sind, auf wenige Grundformen zurückführen. Beim Eindecker ist die Gesamtanordnung fast überall die gleiche; Schraube vorn, Sitz oberhalb bzw. zwischen den Tragflächen, Steuerflächen am Schwanze angeordnet; mit dem zumeist gitterförmig gestalteten Rumpf, der wegen Verringerung des Luftwiderstandes als allseitig geschlossener Hohlkörper zur Anwendung kommt, sind die Tragflügel und der den Motor aufnehmende Teil verbunden.

Zu den Vorläufern dieser Apparatengruppe gehört das heute nur noch historisches Interesse beanspruchende



a



b
Abb. 222.

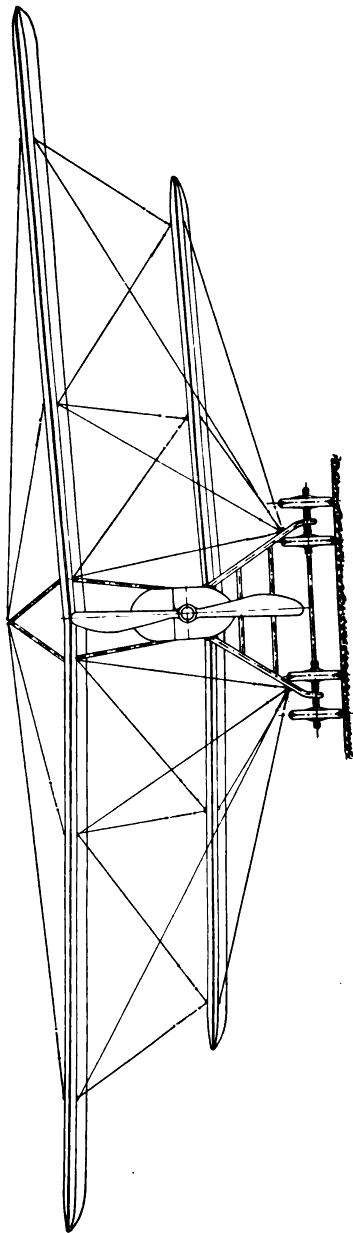


Abb. 222 c.



Abb. 223.

H. Antoinette-Flugzeug.

In Gemeinschaft mit dem Fabrikanten Gastambide schuf Levavasseur bereits im Jahre 1903 einen Drachenflieger, aus dem nach mannigfacher Umkonstruktion die nach der Tochter Gastambides benannte Flugmaschine „Antoinette" herauswuchs. Das Modell V



Abb. 224.



Abb. 225.

ist auch in Deutschland 1909 bei der internationalen Flugwoche Berlin mit Latham als Lenker bekannt geworden; dieser Maschine gebührt der Ruhm, den ersten Überlandflug auf deutschem Boden ausgeführt zu haben. Abb. 224 zeigt die trapezförmig gestalteten, in V-Form montierten Tragflächen, die von einem brückenartig ausgebildeten, mit Längs- und Querträgern versehenen Rippenbau getragen werden. In Abb. 225 ist das Höhensteuer H, das zwischen dem zweiteiligen Seitensteuer s eingebaut ist, besonders dargestellt.

J. Eindecker von Blériot.

Der bekannte Flugtechniker Blériot, der anfangs mit den Gebr. Voisin gemeinsam arbeitete, bestieg am 21. März 1906 zum ersten Male eine von ihm gebaute Maschine (Nr. 4), und mit welchem steigenden Erfolge dies geschehen war, ist jedem bekannt, der einigermaßen der Entwicklung der Flugtechnik gefolgt ist. Am Modell XI, der Kanaltype, das Abb. 112 zeigt, merkt man den Vorläufer zahlreicher Nachkonstruktionen, wie sie heute vielfach gebaut werden. Die Tragflächen werden verwunden, nachdem die früher angewendete Methode der Hilfsflächen verworfen wurde, und sind an dem gitterförmig konstruierten Rumpf befestigt. Eine 2 m² große horizontale Dämpfungsfläche, die zwischen zwei beweglichen Höhensteuerflächen sitzt, erhält die Längsstabilität, das Seitensteuer ist am Ende des Gitterträgers angebracht, oberhalb der Dämpfungsfläche.

K. Die Deutsche Flugmaschinenbau-Gesellschaft Reinickendorf

baute ihre Eindeckerkonstruktion entsprechend dem Blériot-Modell.

Abb. 226 gestattet einen Einblick in das Innere des Rumpfes, man sieht den Führersitz s, das Handrad R zur Verwindung und für



Abb. 226.

die Höhensteuerung; R ist an der Steuerstange st_1 drehbar angebracht, die mit der Achse a so gelagert ist, daß sie nach vorne und rückwärts bewegt werden kann; zur Seitensteuerung dient der Fußhebel f.

L. Der Eindecker von Grade.

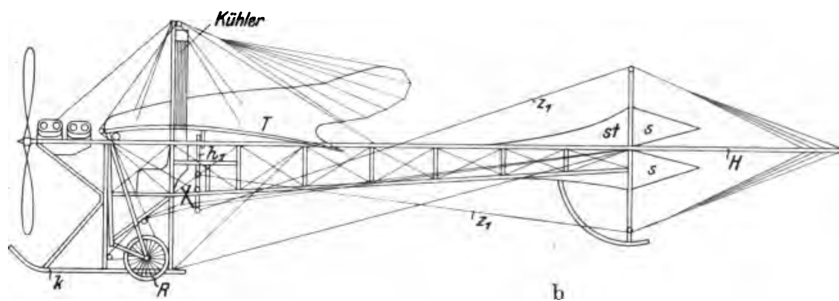
Die Maschine, die einen zierlichen, eleganten Eindruck macht, wird in drei verschiedenen Größen gebaut (20, 30, 45 m² Tragfläche) und ist mit einem 16/24 bzw. 24/36, 30/45 PS leistenden Zweitaktmotor ausgerüstet, so daß Stundengeschwindigkeiten von 85 bzw. 100 und 108 km erreicht werden können. Die Tragflächen zeigen leichte V-Stellung mit hinteren elastischen Enden v zur Flächenverwindung und Vermeidung von Wirbelbildung. Das den Rumpf bildende starke Bambusrohr dient zur Befestigung der verjüngt nach hinten laufenden



Abb. 227.

kleinen horizontalen Dämpfungsflächen, die unmittelbar hinter den Tragflächen beginnen und teilweise zum Tragen herangezogen werden; ihre Fortsetzung bildet die eigentliche Schwanzfläche st, deren hinteres Ende H stark elastisch gebaut ist und wegen seiner Nachgiebigkeit zum Höhensteuer herangezogen wird, während eine vertikale ebenso mit elastischen Enden versehene Stabilitätsfläche zugleich das Seitensteuer s bildet; außerdem ist eine trapezförmig gestaltete kleinere Kielflosse st oberhalb der Tragfläche angeordnet, die das Fliegen in der Kurve erleichtert. Das Eigengewicht der Maschine beträgt 100 bzw. 125 und 180 kg.

Abb. 227 zeigt dieses Flugzeug in seiner neuesten Bauweise.



b

h
z_3
14,00 m
z_2
h_f
st
s
H
3,20
L
z_2
Bambus
3,0 m
10,25 m
z_3
Bambustragrippen
h

a

Abb. 228.

M. Der Eindecker von Etrich.

Dieser Apparat zeichnet sich durch seine originelle Bauart aus; diese Konstruktion hat als Ausfluß der Beschäftigung mit Lilienthalschen Studien zu gelten; dieser vom Standpunkte der Flächenkonstruktion und des Gleichgewichtes gleich günstig gebaute Eindecker klaftert 14 m, in der Flugrichtung gemessen 3 m; die 32 m² großen Tragflächen mit ihren zum Zwecke der Flächenverwindung äußerst elastisch gestalteten Enden sind gelenkartig an den Rumpf angeschlossen und in der Form dem Samen des javanischen Zanoniabaumes nachgebildet, am Tragteil konkav, am hinteren Teil, dem nach oben gerich-

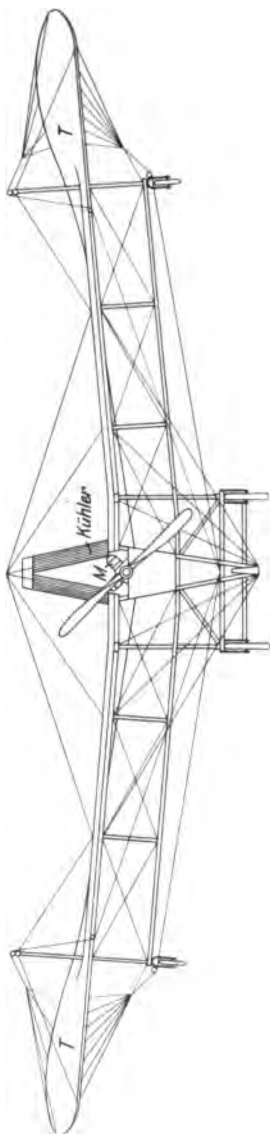


Abb. 228c.



Abb. 229.

teten Ende, konvex gestaltet; wie bei Grade ist hier für die Tragflächen- und Steuerflächenenden Bambusrohr verwendet worden. Die Enden der Tragflächen- sind fächerartig hergestellt, während die 4 m² große Hinterfläche taubenschwanzähnlich gebildet ist.

Das Höhensteuer ist ohne Drehachse in das hintere elastische Schwanzende hineingelegt, die Flächenverwindung geschieht an den lappenförmigen Tragflächenenden; für beide Steuer dient ein Steuerrad zur Betätigung, während ein Fußhebel ein kleines Seitensteuer, das in dem elastischen Ende einer Kielflosse zu suchen ist, verstellt.

Durch die Rumpler - Werke Berlin hat dieses Flugzeug in Deutschland eine ausgezeichnete Durchbildung erfahren.

Abb. 228 a, b, c stellt dieses durch den bekannten Flugzeugführer Obering. Hirth zu glänzenden Leistungen geführte Flugzeug in ausführlicher Zeichnung vor.

N. Der Goedecker-Eindecker.

Der Goedecker - Eindecker, den Abb. 229 im Lichtbild wiedergibt, zeigt in der Flächenanordnung und in seiner Steuerfähigkeit ähnliche Eigenschaften; die Konstruktion ist in ihren Hauptzügen durch das Etrich-Flugzeug beeinflußt.

O. Das Harlan-Flugzeug.

Ein weiteres erfolgreiches deutsches Flugzeug führt die Abb. 230a und b im Harlan-Eindecker vor.

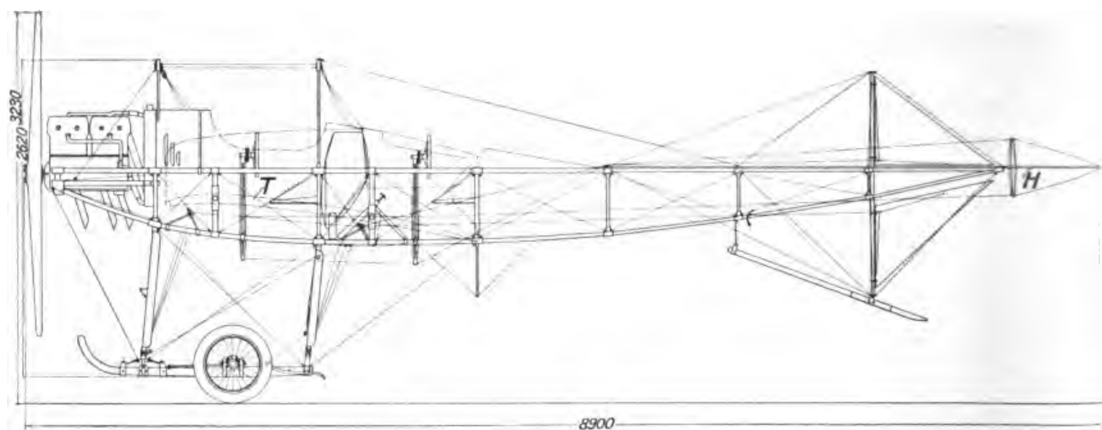
Auch hier ist auf sorgfältige widerstandsfähige Herstellung der Tragkonstruktion große Rücksicht genommen. Für die stark beanspruchten Teile wird hier vom Chromnickelstahl ausgiebig Gebrauch gemacht. Das Flugzeug besitzt doppelte Steuervorrichtungen, die nach Wunsch miteinander gekuppelt oder unabhängig voneinander betätigt werden können.

P. Der Nieuport-Eindecker.

Abb. 231 zeigt die gedrungene, geschlossene Bauart dieses erfolgreichen Renneindeckers, bei dessen Aufbau die weitgehendste Rücksicht auf Verringerung der Stirnwiderstände walten gelassen wurde. Für Rumpf und Flügel ist vorwiegend Holz verwendet worden, während für die Steuer und das Fahrgestell Stahlrohr als Konstruktionsmaterial genommen wurde. Der Anstellwinkel der in V-Stellung angeordneten Flügel ist sehr gering, etwa 3°.

Der Rumpf ist der Blériot-Konstruktion nachgebildet und vollständig bekleidet.

Das Flugzeug besitzt schon bei geringerer Motorleistung hohe Geschwindigkeiten.



a

2238

8900

13800

b

Abb. 230.

Q. Der Eindecker von Jeannin.

Der fischförmige Rumpf R (Abb. 232) ist vorne breit gehalten, mit Aluminium bekleidet und nimmt die tief gelegten Sitze für Führer



Abb. 231.



Abb. 232.

und Fluggast auf. Unter dem Rumpf liegt der Kühler. — Öl- und Benzinbehälter sind im Rumpfe untergebracht.

Zur Beobachtung sind in den Flügeln beiderseits Öffnungen vorgesehen. Das Traggerüst für die Steuerflächen, der Spannturm, z. T. das Fahrgestell, sind aus Stahlblech gefertigt. Die Tragflügel zeigen Zanonia-Form.

R. Der Eindecker der Deutschen Bristol-Werke.

Er zeigt in Abb. 233 eine durchaus geschlossene Bauweise mit nach hinten breiter gehaltenen Tragflügeln, die 12,2 m klaftern und 2 m Tiefe haben. Bemerkenswert ist das kräftig gehaltene Fahrgestell, dessen Kufen am vorderen Ende aufgebogen und abgefedert sind, so daß bei einer unsanften Landung die Kufe nachgeben kann.



Abb. 233.

S. Das Wasserflugzeug von Donnet und Lévêque.

Von den Wasserflugzeugen sei hier die französische Konstruktion von Donnet und Lévêque angeführt, die als eines der gelungensten und aussichtsreichsten Flugzeuge dieser Gattung angesprochen werden muß und nur von den amerikanischen Konstruktionen (Curtiss) übertroffen werden dürfte. Der Apparat verwendet zu seiner Stützung auf dem Wasser ein unterschottetes Gleitboot S, das zum Zwecke leichten Aufstieges und geringeren Widerstandes als Stufenboot ausgebildet ist und zugleich als Rumpf des Flugzeugs dient. Beim Abflug stellt sich das Flugzeug leicht in die erforderliche Schrägstellung, indem die eigenartige Gestaltung der abgestuften Gleitfläche das Loslösen von der Wasseroberfläche fördert. Die Sitze I und II, für Führer und Fluggast, befinden sich in dem haifischähnlichen Schwimmkörper. Der Motor liegt hoch, so daß der Schwerpunkt hinaufrückt, was für den Flug selbst als günstige Anordnung zu bezeichnen ist. Die Hilfsschwimmer s_1 verhindern das Eintauchen des unteren Tragdecks beim seitlichen Schwanken. Der Schwanz ist hochgestellt und trägt oberhalb das Seitensteuer s. Das Fahrgestell ist aufklappbar eingerichtet.

In Abb. 234 ist die Gesamtanordnung dieses Wasserflugzeuges deutlich zu verfolgen. Die Zeichnung konnte mit besonderer Erlaubnis des Herrn Zivil-Ingen. Ursinus vom Verlag des „Flugsport"-Frankfurt Aufnahme finden.

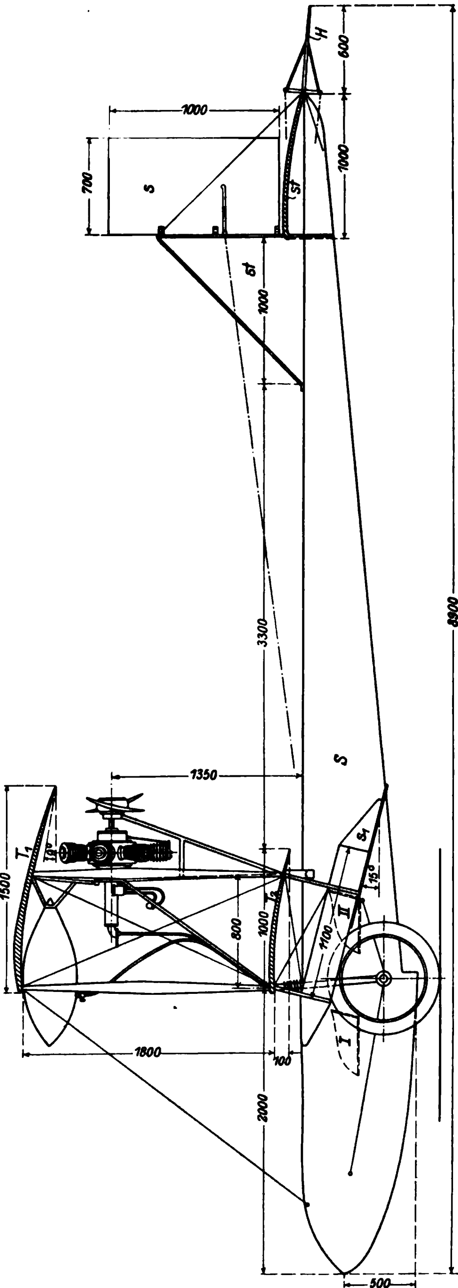

H
600
1000
1000
700
S
St
St
1000
3300
8900
1350
S
S1
15°
II
1500
T1
800
1000
1100
1800
100
2000
I
500

Abb. 234.

T. Zusammenstellung der

* bedeutet, daß die Maschine in Abbildung enthalten ist. — bedeutet

Nr.	Name des Konstrukteurs bzw. der Flugmaschine	l . b Ausmaß der Tragflächen in m²	Ausmaß in m² und Lage des Höhensteuers	Ausmaß und Lage des Seitensteuers m²	Dämpfungsflächen	Länge der Maschine in m	Betätigung des Höhensteuers
* 1	Wright, Gebr. Zweidecker	12,5 . 2 ~ 50	vorne zweifläch. 4,5 . 0,75, 8 m², neuere Konstruktion rückwärts u. kleiner	hinten zweiflächig, je 1,5 . 0,5	keine; neue Konstrukt. rückwärts 1 —	9 m; neue Konstrukt. 9,5 m	Holzhebel links (Backbord) vom Führer, nach vorn und rückwärts gedreht
1a*	Flugmaschine Wright-Gesellschaft m. b. H.	13,5 . 1,8 43	4,5 . 0,95 hinten	hinten zweiteilig 1,28 . 0,5	1 —, 2 | am Fahrgestell	9,6	Handrad oder Handhebel
2*	Voisin, Gebr. Zweidecker	10 . 2 ~ 40	vorne einflächig 4	hinten einfläch.	2 — rückwärts 6 m² 4 | als Wände	11,5	Handrad mit Steuerstange wird nach vorn und hinten geschoben
3*	Farman, Henry Zweidecker	10 . 2 ~ 40	vorne einflächig 4	hinten zweiflächig	2 — rückwärts 8 m²	14	Stahlrohrhebel wird nach vorn u. hinten gedreht
4	Breguet Zweidecker	13,6 . 1,5 oben, 8,9 . 1,5 unten, ~ 33	rückwärts 5 m²	rückwärts, einflächig, 1,6	2 — rückwärts, zugleich Höhensteuer	9,1	Betätigung der mit Handrad, wegung
5	Sommer, Roger Zweidecker	12 . 1,5 oben, 8 . 1,5 unten, ~ 30	vorne einflächig	vorne u. hinten trapezförmig 1,4	1 — rückwärts, trapezförm. 3,2 m²	8,5	Schwinghebel aus Stahlrohr, nach vorne und hinten gedreht
6*	Albatros-Werke Zweidecker	9,86 . 1,7 unten; 13,2 von Spitze zu Spitze gemessen oben; 2,5 am Rumpfe 40	~ 4 m² trapezförmig, hinten als elastisch ausgebildete Fortsetzung der Dämpfungsfläche	1 m² hintere feste vertikale Kielflosse, davon der hintere Teil elastisch gestaltet als Seitensteuer	1 —, 1 | beide am Schwanze	10,58	1 Schwinghebel mit je 1 doppelarmigen Hebel zu beiden Seiten des Rumpfes
7	Otto Zweidecker	11 . 1,85 oben; 7 . 1,85 32	einflächig, hinten	zweiflächig, hinten, 0,7	2 —	8,5	1 Hebel
8*	Euler-Werke Zweidecker	10 . 1,5 ~ 30	geteiltes Höhensteuer vorn und einstellbares Höhensteuer hinten, 2,25	zweiflächig, im Schwanze, ~ 1 m²	zweiteilige |, hinten	12	1 Handhebel
9*	Levavasseur, als Konstrukteur des „Antoinette“-Eindeckers	$\frac{3+2}{2}$. 14,0 trapezförmig, 34	hinten, einfläch. als Dreieckssegel, ~ 1	hinten, zweiteilig	hinten, 1 — vor der Steuerfläche 1 | vor der Steuerfläche	11,7	Handrad zur Linken (Backbord), wird verdreht
10*	Blériot Eindecker	8 . 2 abgerundet ~ 15	hinten, zweiflächig; 1,6	hinten, ~ 0,65 m²	hinten 1 — 1,8 . 0,9 ~ 16 m²	7,65	Steuerglocke mit Handrad im Kardan gelagert, wird nach vorn u. hinten gedreht
11*	Etrich-Rumpler Eindecker	größte Ausmaße 14,2 . 2,85, insgesamt 32	hinten, elastisches Ende 5,7	hinten, zweiteilig übereinander als Dreieckssegel 0,55	hinten — mit elastischauslaufendem biegsamen Ende	10,25	1 Schwinghebel wird nach vorn und hinten gedreht

bekanntesten Flugmaschinen.

horizontale Dämpfungsflosse. | bedeutet vertikale Dämpfungsflosse.

Betätigung des Seitensteuers	Betätigung der Schrägstabilität	Gewicht (ohne Öl u. Benzin)	Spez. Belastung	Motor-Stärke in PS	Bemerkungen Geschwindigkeit v in km/std
Holzhebel rechts (Steuerbord) vom Führer nach vorn u. rückwärts gedreht	derselbe Holzhebel wird nach links und rechts gedreht zur Flächenverwindung	480	9,6	25PS früher; jetzt 50 N.A.G.	Zeigt in letzter Zeit mannigfache Konstruktionsveränderungen. 60—82
Handrad oder Handhebel	Verwindung der Tragflügel	750	17,5	100 PS N.A.G.	70—80 Das Flugzeug besitzt Einkettenantrieb
dasselbe Handrad wird nach links und rechts gedreht	soll automatisch durch vertikale Wände erreicht werden, neu mit Hilfsflächen an der oberen Tragdecke	525	13	verschieden, 30—100	Verschiedene Umkonstruktionen; z. B. mit vorne liegendem Seiten- und Höhensteuer beim „Canard". 80
Fußhebel nach links und rechts	der Stahlrohrhebel f. Höhenstr. wird nach rechts u. links gedreht zur Betätigung der Hilfsflächen	480	12	50—100	Verschiedene Bauarten in Verwendung; die Maschine hielt den den Zeitrekord mit 8 Std. 12 Min. 80—90
Steuerorgane durch einen einzigen Hebel, der im Kardan aufgehängt eine Be- nach allen Richtungen zuläßt		650	~ 20	75—100	Die Maschine ist mit 12 Personen belastet geflogen. 90
	Verwindung				
1 Fußhebel	der Stahlrohrhebel f. Höhenstr. wird nach links und rechts gedreht zur Betätigung der Verwindung	300	10	50	Apparat ähnlicher Konstruktion hat 13 Personen in der Luft getragen, 653 kg Nutzlast bei 70-PS-Motor befördert. 90
1 doppelarmiger Fußhebel, dessen Enden seitlich aus dem Rumpf heraustreten	mittels Handrades am Schwanzhebel werden die elastischen äußersten Tragdeckenenden verwunden	420	10,5	100 Argus	Bootsähnliche Rumpfform; gestaffelte Tragflächen, obere vorgezogen, die Steuerungsteile doppelt. 90
Fußhebel	Höhensteuerhebel zur Betätigung der zwei Hilfsflächen an der oberen Tragfläche	290	~ 9	100	Gestaffelt, Stahlrohrkonstruktion für die Tragzelle. 115
1 Handhebel	Hilfsflächen, die mit dem Höhensteuerhebel betätigt werden	~ 300	~ 10	50—65 Gnôme	80
Fußhebel	Handrad rechts betätigt die Flächenverwindung	~ 530	15,5	50—100	Durch Latham zu besonderen Erfolgen geführt; der erste Überlandflug auf deutschem Boden wurde auf dieser Maschine ausgeführt. 80÷90
Fußhebel	die für Höhensteuerung vorhandene Steuerglocke wird nach links u. rechts gedreht zur Flächenverwindung	~ 300	20	24, später 50 u. 80 Gnôme	Canal de la Manche sowie die Alpen überflogen. 90÷100
1 Fußhebel	Verwindung der elastischen Tragdeckenenden mittels Handrades am Schwinghebel	425	12	50, auch 80 bis 100 verschied. Konstruktion	Tragdecken haben die Form des Zanoniasamens; hat große Flugleistungen vollbracht. 100

Nr.	Name des Konstrukteurs bzw. der Flugmaschine	l . b Ausmaß der Tragflächen in m^2	Ausmaß in m^2 und Lage des Höhensteuers	Ausmaß und Lage des Seitensteuers	Dämpfungsflächen	Länge der Maschine in m	Betätigung des Höhensteuers
12*	Grade Eindecker	10 . 2,5 25	hinteres elastisches Ende des Schwanzes	hinten, elastisches Ende der |	— und | , deren elastische Enden z. Steuern dienen	7	Betätigung der Richtungen
13	Dorner Eindecker	12 . 2,2 ~ 26	hinten, zweiteilig, 3 einschließl. der —	hinten, einteilig ~ 0,25, Fortsetzung der |	zweiteilige — u. 1 | rückwärts	10,5	1 Handhebel
14*	Goedecker Eindecker	14,5 . 2,68 36	hinten als elastisch auslaufend, Ende der — 9,2	hinten, zweiteilig, in Dreiecksform	hinten, 1 — je 1 |, oben u. unten vom Rumpfe	10	1 Steuerrad, das angezogen u. abgedrückt wird
15	Hanriot Eindecker	11,7 m Klafterung 25	hinter dem Schwanze zweiteilig, eben	zwischen dem Höhensteuer einflächig, trapezförmig	zweiteilige — rechteckig, zweiteilige | dreieckig	10	rechter Hebel (Steuerbord) wird nach vorn und rückärts bewegt
16*	Harlan Eindecker	13,25 . 2,5 ~ 30	hinten trapezförmig, das äußerste Ende des Schwanzes 1,64	hinten, vor dem Höhensteuer dreieckig, 0,86	1 — unmittelb. vor dem Höhensteuer, 1 |. unmittelbar vor dem Seitensteuer 1 | unterhalb des Seitensteuers	11	mit Handrad am Hebel, der nach vorn und rückwärts bewegt wird
17*	Nieuport Eindecker	11,5 ~ 2 22,5	halbkreisförmig hinten, 0,6	einflächig, 0,5	einteilig — ellipt. geformt, hinten 2 m^2	8	1 Hebel für Seiten-
18	Deperdussin Eindecker	7 . 1,3/1,6 10	zweiteilig, rückwärts 1	hinten, 0,35	1 — Dreieckform, 1 | in Richtung d. Seitensteuers 2,7 m^2	6,25	Anziehen des Handrades, das sich in einer Brücke dreht
19*	Donnet u. Lévêque Wasser-Zweidecker	10,5 . 1,5 oben, unten 6 . 1,0 22	hinten, einflächig u. trapezförmig, 1,9	hinten über der — 0,7	hinten, 1 | 0,66 1 — ~ 2,8	8,9	Handrad

Betätigung des Seitensteuers	Betätigung der Schrägstabilität	Gewicht (ohne Öl u. Benzin)	Spez. Belastung	Motor-Stärke in PS	Bemerkungen Geschwindigkeit v in km/std
drei Steuerungen durch einen nach allen beweglichen Stahlhebel	Flächenverwindung	~ 200	8	16÷24	Mit Zweitaktmotor ausgerüstet 70÷100 je nach Größe
1 Fußhebel	Verwindung mittels des Höhensteuerhebels	400	15,4	40÷50	Schraube wird ins Langsame übersetzt. Motor tief unterhalb der Tragfläche angeordnet. 80
durch Drehung des Handrades	mittels Fußhebels	420	12	50	Fahrzeugrumpf aus Stahl; Tragrippen aus Toukinrohr
Fußhebel	linker Hebel wird von rechts nach links für Flächenverwindung betätigt	~ 500	20	50	Auf der Berliner Flugwoche 1910 durch Lindpaintner bekannt geworden
Fußhebel	Hebel beim Höhensteuer wird seitwärts gedreht	350	11,6	55—80	80÷90
Höhen- und steuer	Verwindung mittels Fußhebels	320	14,2	50	Für hohe Geschwindigkeit gebaut, 110 km/std
1 Fußhebel	Drehen des Handrades betätigt Verwindung	400	40	100	Geschwindigkeiten bis zu 160 km pro Std. sind auf diesem Renneindecker genommen worden
1 Fußhebel	Verwindung mit Handrad	—	—	50	Wasserflugzeug mit Stufen-Gleitboot als Hauptschwimmer. 80—100

XI. Aus der Geschichte hervorragender flugtechnischer Leistungen.

Es würde weit über das dem Werke gesteckte Ziel herausgehen, auch nur annähernd hier die seit dem Auftreten der Gebr. Wright im rasenden Laufe einsetzende Entwicklung der Flugtechnik schildern zu wollen; nur einiger wichtigen, als Marksteine in der genommenen Entwicklung zu betrachtenden Ereignisse soll hier gedacht werden. Solch ein Rückblick auf das mit der Flugmaschine bisher Erreichte ist umsomehr angebracht, als er uns die Möglichkeit gibt, zu ermessen, ob in richtiger Erkenntnis der Naturgesetze und ihrer Nutzanwendung wir an der Grenze unseres Könnens angelangt sind, bzw. ob es uns gelingen wird, darüber hinaus zu stets höheren Erfolgen zu schreiten. Eines möge man nicht außer acht lassen, daß wir uns am Anfang des Entwicklungsstadiums befinden, und daß die Zukunft gewiß Mittel und Wege finden wird, die neue Technik in den Dienst des praktischen Lebens, der Kultur und der Wissenschaft zu stellen.

Tod Otto Lilienthals, des Meisters des Gleitfluges, August 1896.

Gebr. Wright von 1900—1903 Ausführung von Gleitflügen mit dem Gleitflugapparat nach Chanutte; 17. Dezember 1903 Ausführung des ersten Fluges auf dem von ihnen konstruierten Drachenflieger mittels 20-PS-Motors.

Santos Dumont fliegt am 12. November 1906 zum ersten Male auf dem Kontinent mit seinem dem Hargrave-Drachen nachgebauten Flugzeug 220 m.

Farman legt am 26. Oktober 1907 auf dem von Voisin gebauten Flugzeug 771 m, am 13. 1. 1908 zu Issy-les-Moulineaux den berühmten 1-km-Rundflug in der Luft zurück.

Hauptmann Ferber nimmt 1902 als Schüler Lilienthals Studien über Flugversuche auf.

Öffentliches Auftreten der Gebr. Wright auf dem Kontinente 1908 und 1909.

25. Juli 1910 überquert Blériot im 40 km langen Fluge den Kanal zwischen England und Frankreich in 32 Min.

28. September 1909 wird von Latham auf „Antoinette" der erste Überlandflug vom Tempelhofer Felde nach Johannisthal ausgeführt.

18. Oktober 1909 fliegt Graf de Lambert auf „Wright“ rund um den Eiffelturm über Paris, insgesamt 48 km.

30. Oktober 1909 gewinnt Ing. Grade auf seinem Eindecker den Lanzpreis von 40 000 Mark.

3. November 1909 hält sich Farman 4 Std. 18 Min. in der Luft und legt 232 km zurück.

7. Januar 1910 erreicht Latham 1050 m Höhe.

26. 12. 10 wird von Hoxsey auf Wright eine Höhe von 3470 m erklommen.

4. 9. 1911 steigt Garros auf 3900 m Höhe.

17. 9. 1912 wird von Legagneux eine Höhe von 5680 m genommen.

18. 12. 1910 steuerte H. Farman zu Etampes sein Flugzeug 8 Std. 13 Min. in der Luft.

In bezug auf Zeitleistung steht neben dem vorhin schon erwähnten achtstündigen Dauerfluge von Farman die bisher unübertroffene Flugdauer von 11 Std., während der Fourny am 1. 9. 11 einen Flug auf dem Flugfelde unterhalten hat, zur Seite.

23. 9. 1910. Chavez überquert im Drachenflieger „Blériot“ die Alpen, in einer Höhe von 2680 m über den Simplonpaß fliegend.

30. 8. 1910. nimmt Breguet 5 Personen von einem Gesamtgewicht 420 kg auf seinen Zweidecker.

23. 3. 1911. Breguets Flugzeug, mit 100 PS ausgerüstet, hebt 633 kg Nutzlast in Gestalt von 12 Personen.

24. 3. 1911 hebt Sommer sogar 13 Personen auf seinem Zweidecker, mit 70-PS-Motor ausgerüstet, und legt mit der Nutzlast von 653 kg 800 m Luftstrecke zurück.

18. 2. 1912 fliegt Rentzel auf Otto-Zweidecker mit 4 Fluggästen 21 Min.

Die bisher größte Geschwindigkeit wurde mit 170,77 km/std am 14. 7. 1912 von Védrines auf Deperdussin-Eindecker erreicht.

In Abb. 235 sind in der üblichen Darstellung die hervorragendsten Leistungen innerhalb der Entwicklungsjahre 1906—1913 zusammen getragen.

Die Kurve I zeigt die Geschwindigkeiten in km/std im Maßstabe
1 km/std = 0,4 mm;
die Kurve II zeigt die Höhen an in m im Maßstabe 35 m = 0,4 mm;
die Kurve III zeigt die Entfernungen in km im Maßstabe 1 km = 0,096 mm;
die Kurve IV zeigt die Flugzeiten an im Maßstabe 1 Std. = 7,3 mm.

Kurve I.	Kurve II.
a) 12. XI. Santos Dumont	a) Santos Dumont
b) 26. X. H. Farman	b) H. Farman

Kurve I.

c) — H. Farman
d) 28. VIII. L. Blériot
e) 10. VII. Morane
f) 21. VII. E. Nieuport
g) 9. IX. J. Védrines

Kurve II.

c) Wright
d) Paulhan
e) 9. XII. Legagneux
f) Blaschke
g) 11. XII. Gaeros
h) 12. II. Perreyons

Kurve III.

a) 12. XI. Santos Dumont.
b) 26. X. H. Farman.
c) 31. XII. W. Wright.
d) 3. XI. H. Farman.
e) 30. XII. Tabuteau.
f) 25. XII. Golé.
g) 11. IX. Fourny.

Kurve IV

a) 12. XI. S. Dumont
b) 26. X. H. Farman
c) 31. XII. W. Wright
d) 3. XI. H. Farman
e) 18. XII. H. Farman
f) 1. IX. Fourny
g) 11. IX. Fourny

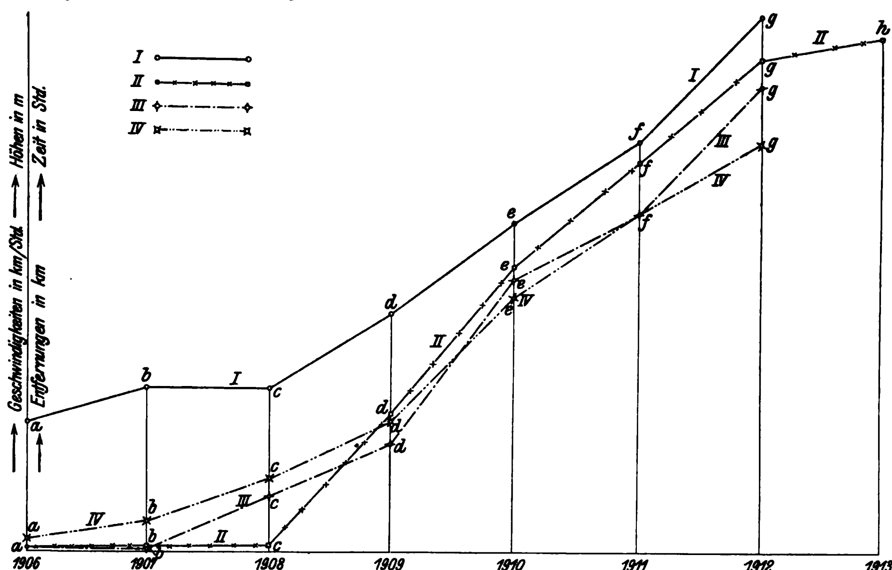


Abb. 235.

Erwähnenswert sind noch die Fortschritte, die das Flugzeug in bezug auf seine Belastungsfähigkeit aufzuweisen hat und die sich in der Mitnahme der sich stetig steigernden Nutzlast äußern.

v. Blaschke steigt am 23. 6. 1912 mit zwei Fluggästen 3580 m hoch. Faller hält sich mit drei Fluggästen am 30. 1. 1913 über 3 Std. in der Luft und unternimmt am 9. 2. 1913 sogar mit fünf Fluggästen einen mehr als einstündigen Flug.

XII. Literaturnachweis.

M. de Cantelou: Étude sur l'Aviation. Paris.
Deimler: Über die Stabilität der Drachenflieger. Verlag Oldenbourg, München.
S. Drzewiecki: Des Hélices Aériennes.
Eiffel: Recherches expérimentales sur la résistance de l'air.
Ferber: L'aviation. Paris 1910.
Jarolimek: Über Luftschrauben.
F. W. Lanchester: Aerodynamik. 2 Bände, 1911. Teubner, Leipzig.
O. Lilienthal: Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst. Verlag Oldenbourg.
G. Wellner: Die Flugmaschinen. Hartlebens Verlag, Wien.
D. Riabuschinski: Bulletins de l'Institution Aérodynamique de Koutchino 1909—1910.
Verschiedene Jahrgänge der Zeitschrift für Flugtechnik- und Motorluftschiffahrt; wertvolle Aufsätze darin von Prof. Prandtl, Dr.-Ing. Bendemann usw.
Verschiedene Jahrgänge der Automobil- und flugtechn. Zeitschrift, M. Krayn-Berlin.
Die Jahrbücher der Motorluftschiff-Studiengesellschaft, Berlin.
Verschiedene Jahrgänge der Zeitschrift „Flugsport", Frankfurt a. M.
Einzelne Nummern des Jahrganges 1910 von Engineering. London.
Zeitschrift des Österr. Ingenieur- und Archit.-Vereines, Jahrg. 1894, 1898, 1904.
Kataloge verschiedener Flugzeugfabriken.

Druck der Universitäts-Buchdruckerei von Gustav Schade (Otto Francke)
in Berlin und Bernau.



